Л.Б.Л и в а н о в

АНАЛИЗ УМЕНЬШЕНИЯ ЭНЕРГОЗАТРАТ И ДЛИТЕЛЬНОСТИ ПЕРЕЛЕТОВ В СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ ОТ ПРИМЕНЕНИЯ АЭРОГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ У ПЛАНЕТ С АТМОСФЕРОЙ.

Российская Академия Наук
Ордена Ленина Институт прикладной математики
им. М.В. Келдыша

Л.Б.Л и в а н о в

АНАЛИЗ УМЕНЬШЕНИЯ ЭНЕРГОЗАТРАТ И ДЛИТЕЛЬНОСТИ ПЕРЕЛЕТОВ В СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ ОТ ПРИМЕНЕНИЯ АЭРОГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ У ПЛАНЕТ С АТМОСФЕРОЙ.

Москва - 2000

Л.Б. Ливанов. АНАЛИЗ УМЕНЬШЕНИЯ ЭНЕРГОЗАТРАТ И ДЛИТЕЛЬНОСТИ ПЕРЕЛЕТОВ В СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ ОТ ПРИМЕНЕНИЯ АЭРОГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ У ПЛАНЕТ С АТМОСФЕРОЙ.
Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. М., 2000.
Аннотация. Рассмотрена эффективность предложенного автором маневра нового типа при межпланетных перелетах – аэрогравитационного маневра (АГМ). Излагается развитие зарубежными учеными как предложенной автором упрощенной модели движения космического аппарата (КА) в атмосфере по большому кругу (на постоянной высоте с постоянным аэродинамическим качеством), так и более сложной модели (с потерей высоты полета и ее последующим набором, при минимизации действующих на КА тепловых потоков). Показана большая выгодность АГМ у Марса для достижения астероидов Главного пояса, быстрого полета к Плутону или подлета к Солнцу на относительно малое расстояние.

Abstract.

L.B.Livanov. Analisis of the deminishing of energy and time expenditures for Solar sistem flight as rezult of using of aerogravity manoeuvres near the planets, having the atmosphere.

The efficiency of a new type of spase manoeuvre for interplanetary flights – aerogravity one, proposed by the author, is considered. Foreign researchers have developed the proposed by the author simplified model of atmospheric motion along the great circle (with constant L/D ratio) and have investigated also the more complex model of motion – with variable altitude of the flight and with minimum of integral heat flow. Some results of these researchers are also described in the given paper. The great advantages of aerogravity manoeuvre near Mars are proved for attaining of the Main Belt asteroids, for fast Pluto mission and for Sun close flyby.

Contents:

Оглавление

Введение

В начале 1980-х гг. автор предложил и в работе [1] опубликовал разработанный им маневр нового вида для космического аппарата (КА) – аэрогравитационный (аэродинамическо-пертурбационный) маневр (АГМ) у промежуточной планеты с атмосферой при полете к другой цели. С 1959г. известен так называемый «волнолет» (waverider), предложенный Нонвейлером [6] для полетов в атмосфере со сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями. Волнолет – стреловидное тело невыпуклого (Рис.1а) поперечного сечения – лямбдаобразного, М-образного или более сложной формы - с большой подъемной силой, которая создается за счет присоединенных ударных волн и взаимодействия скачков уплотнения [4,5]. Аэродинамическое качество $K_{\text{КА}}$ КА-волнолета может (по приближенной теории) достигать семи, причем сильно зависит от угла атаки. Но в те годы не было известно влияние вязкости гиперзвукового потока, а позднее оказалось [10], что вязкость нарушает идеальность обтекания и заставляет инженеров делать очертания волнолета более плавными (со с круглениями ранее острых носка и кромок крыла (Рис.1б) для снижения нагрева поверхности КА). Однако при этом уменьшается и $K_{\text{КА}}$. В работе [7] предложен КА-планер, обладающий $K_{\text{КА}}$ до 2,4, не являющийся волнолетом, но обладающий, в отличие от треугольного крыла, естественной устойчивостью. Этот КА имеет форму двух сочлененных (с небольшим изгибом осевой линии) конусов с округлым носком (Рис.2а).

В работах [1,2,16] автор впервые показал большую выгодность применения АГМ в атмосфере Марса на большой высоте - для уменьшения суммарных затрат V_{Σ} характеристической скорости (энергозатрат) и времени перелета на астероиды Главного пояса и троянцы, подкрепив первые результаты, полученные для круговых компланарных орбит небесных тел, более точными расчетами перелетов для реальных орбит в период запусков с 1970-х по 2020-е гг. Выявлена периодичность благоприятных дат стартов, т.е. конфигураций планет.

Выгоды от применения АГМ проистекают из-за увеличения гелиоцентрической скорости КА при некотором уменьшении и сильном повороте (до 180^0) вектора марсоцентрической асимптотической скорости в результате пролета атмосферы Марса. Во время пролета происходит уравнове-

Рис.1 (а)
Космический аппарат (КА), помещенный на волнолет (Waverider).

Рис.1 (б)
Одна из форм волнолета со скругленными кромками и углами.

Рис.2 (а)

Космический аппарат КА) из двух сочлененных конусов (вид сбоку)

- со сглаживанием зоны сочленения, носовым скруглением и усечением конца тела КА

Рис. 2 (б)

Четверть тела волнолета, форма которого обеспечивает минимальный нагрев поверхности тела при гиперзвуковой скорости его полета в атмосфере планеты шивание центробежной силы весом КА и отрицательной подъемной силой, которая меняется вместе с силой сопротивления КА по мере падения скорости КА в атмосфере. Для компенсации торможения в атмосфере скорость подлета к Марсу должна быть больше скорости отлета. Качество $K_{\text{КА}}$ полагалось постоянным («квазистационарное» планирование) в первом приближении, как делалось давно [3] при решении задачи спуска КА в атмосфере Земли. Иногда требуется доразгон КА двигателем при выходе из атмосферы Марса – иначе получался недолет до астероида-цели. В среднем затраты V_{Σ} снижались от применения АГМ на 20-30% (по сравнению с затратами прямого перелета Земля-астероид). Дальнейшее развитие идея применения АГМ быстро нашла в США [9,10,11,15,20] в работах сотрудников НАСА и независимого ученого Вэнинга. Причем, если первые рассматривали ускоренные АГМ – полеты к Солнцу (Рис.3а) и к Плутону (Рис.3б), то последний рассчитал много траекторий полетов на астероиды и ввел дополнительные витки на участках полета Земля-Марс или Марс-астероид. В Канаде [12,13] и Испании [8] ученые тоже развивали это направление, причем, как и в США, без ссылок на более ранние работы [1,2,16] автора.

1. Приближенная методика расчета аэрогравитационного маневра (АГМ).

Если не ограничивать сверху $K_{\text{КА}}$, то можно показать, что затраты V_{Σ} на перелет Земля-Марс-астероиды (от старта с орбиты ИСЗ высотой 200 км до посадки на астероид или выхода на орбиту его спутника) будут абсолютно минимальными, когда радиус $a_{\text{А}}$ круговой орбиты астероида-цели не превышает определенной величины. Эта нижняя граница затрат V_{Σ} отвечает перелету Земля-Марс по хомановскому полуэллипсу и перелету по аналогичному полуэллипсу от Марса к астероиду в плоскости эклиптики (вначале орбиты планет и астероидов полагаем круговыми компланарными, хотя в действительности среднее наклонение $i_{\text{А}}$ орбит крупных астероидов близко к 10^0, а средний эксцентриситет близок к 0,15). Асимптотические скорости КА $V_{\infty\text{I}}$ подлета к Марсу и $V_{\infty\text{II}}$ отлета от Марса не равны по модулю (из-за торможения в атмосфере) и противоположны по направлению.Такое изменение направления движения КА происходит без затрат топлива, только за счет АГМ.

Снабдим индексом I данные для траектории Земля-Марс, а индексом II - данные для траектории Марс-астероид. С ростом a_A растет необходимая асимптотическая скорость отлета КА от Марса $V_{\infty\text{II}}$, которая при некотором значении a_A^* станет равной по величине асимптотической скорости $V_{\infty\text{I}}$ подлета к Марсу от Земли (последняя величина постоянна ввиду принятой здесь стандартности хомановского перелета Земля-Марс). Вычислим a_A^* в предположении, что нет торможения КА в атмосфере Марса. В этом случае имеем:

Рис. 3 (а)

Рис. 3 (б)

Ускоренные полеты с Земли (Launch) с аэрогравитационными маневрами у Венеры (VAGA) и Марса (MAGA)

(а) – к Солнцу (Perihelion)

(б) – к Плутону (Pluto)

Вдоль траекторий дробями даны сроки: числителем - месяц, знаменателем – год, d, days - дни. Окружности – орбиты планет: V – Венеры, E – Земли, M – Марса, P – Плутона.

$$V_{\infty \mathrm{I}} = W_M - W_{\mathrm{I}} = W_{\mathrm{II}} - W_M = V_{\infty \mathrm{II}} \qquad (1)$$

где W_M - орбитальная скорость Марса; $W_{\mathrm{I}}, W_{\mathrm{II}}$ - гелиоцентрические скорости подлета КА к Марсу и отлета КА от Марса. Поскольку имеем:

$$W_{\mathrm{M}} = W_3 / \sqrt{a_{\mathrm{M}}}\,; \quad W_{\mathrm{I}} = W_3 \sqrt{2/[a_{\mathrm{M}}(1+a_{\mathrm{M}})]}\,; \quad W_{\mathrm{II}} = W_3 \sqrt{2a_A^* / [a_{\mathrm{M}}(a_{\mathrm{M}} + a_A^*)]} \;, \qquad (2)$$

где W_3 - орбитальная скорость Земли, a_M - радиус орбиты Марса, то находим максимальную полуось a_A^* из условия:

$$W_{\infty \mathrm{I}} = W_{\infty \mathrm{II}}, \text{ т.е. } \quad 2 = \sqrt{2/(1+a_M)} + \sqrt{2a_A^*/(a_M + a_A^*)} \;. \qquad (3)$$

Отсюда получаем оценку a_A^* максимальной полуоси орбиты цели, достижимой с чистым АГМ в атмосфере Марса (без доразгона):

$$a_A^* = \frac{a_M}{\left(\dfrac{1}{\sqrt{2} - \dfrac{1}{\sqrt{1+a_M}}} \right)^2 - 1} = 2{,}442 \text{ а.е.} \qquad (4)$$

При $a_A < a_A^*$ и полете в плоскости эклиптики по полуэллипсам ЗМ и МА (З – Земля, и М – Марс, А – астероид) достаточен пассивный АГМ у Марса, так как подлет к Марсу происходит с избыточной скоростью, допускающей некоторое торможение КА в его атмосфере. Для достижения же астероидов с $a_A >$ 2,442 а.е. после подлета по хомановскому полуэллипсу к Марсу необходим в конце атмосферного участка полета доразгонный импульс, иначе будет недолет до астероида с заданной полуосью a_A его орбиты. Другой способ достичь этого астероида – увеличение скорости ухода КА от Земли по касательной к ее орбите для сближения с Марсом на избыточной скорости, допускающей повышенное торможение в атмосфере и выход из нее с нужной для достижения астероида скоростью (Рис. 4а).

При любой заданной величине a_A во время полета в атмосфере Марса требуется непрерывно уравновешивать центробежную переменную силу $F_ц$, действующую на КА (движущийся, как полагаем для простоты, по большому кругу радиуса r_{Π} и обладающий постоянным $K_{\text{КА}}$) отрицательной подъемной силой $У$ (КА летит «днищем вверх») и весом G на удалении r_{Π} от центра сферического Марса. Для задачи спуска на планету (Землю) такая задача «квазистационарного планирования» решена давно [3] при скорости КА менее первой космической и также при постоянстве $K_{\text{КА}}$ и r_{Π}.

В [3] приведена (без вывода) формула, связывающая проходимый в атмосфере центральный угол β (рис.4б) дуги большого круга, скорости $V_{\text{вх}}$ входа в атмосферу, $V_{\text{вых}}$ выхода из атмосферы и первую космическую скорость $V_{ИСЗ}$ на высоте полета. Мы в [1] вывели аналогичную формулу для случая скоростей КА больше первой и больше второй космической. Громоздкий вывод этот не будем приводить (он дан еще в [16]).

Рис. 4а.

Полет КА с Земли (З) к астероиду (А) с аэрогравитационным маневром у Марса (М)

I – перелет З-М по дуге эллипса

II – перелет М-А по полуэллипсу Хомана

W_{I} и W_{II} – гелиоцентрические скорости КА и Марса;

$V_{\infty I}$ - ассимптотическая скорость подлета КА к М;

$V_{\infty I}$ - ассимптотическая скорость отлета КА от М;

$\gamma_1 = \alpha_{М}$ - угол $V_{\infty I}$ с $V_{\infty I}$ получаемый в результате аэрогравманевра.

Рис. 4б.

Анализ аэрогравитационного маневра внутри сферы действия планеты с атмосферой.

Рассматриваемый маневр называют аэрогравитационным, так как к полу углам поворота $\alpha_1/2$, $\alpha_{II}/2$ векторов $V_{\infty I}, V_{\infty II}$ за счет гравитации Марса прибавляется больший, как правило, угол β поворота вектора скорости КА при полете в верхних слоях разреженной атмосферы Марса (со скоростью несколько км/с).*) Суммарно имеем поворот направления вектора $\vec{V}_\infty$ на угол $((\alpha_I/2)+(\alpha_{II}/2)+\beta)$, а за счет торможения получается уменьшение величины V_∞, зависящее в большой степени от $K_{КА}$. При векторном сложении векторов $\vec{V}_\infty$ и $\vec{V}_М$ можно получить либо разгон КА к астероидам или далее, к планетам-гигантам, либо торможение и полет во внутреннюю часть Солнечной системы – смотря с какой стороны облетать Марс, теневой или освещенной.

Опишем вначале наш приближенный метод расчета перелета ЗМ$_{ап}$А («ап» – атмосферный планер) между круговыми компланарными орбитами Земли и Марса и круговой орбитой астероида А, имеющей наклонение i_A к плоскости эклиптики. Для еще большего упрощения расчетов полагаем, что вход КА в атмосферу Марса (высотой несколько десятков км) и выход из нее происходят по касательной на равных удалениях $r_{ПI} = r_{ПII} = r_П$ от центра сферического Марса, где $r_{ПI} = r_{ПII}$ - радиусы перицентриев марсоцентрических гипербол ГI (Рис. 4б) снижения и ГII удаления. Полагаем, что переходные процессы колебания высоты полета на входе и выходе отсутствуют, а управление КА (например, по углу атаки планера с отслеживанием перегрузок) идеально. (Более реальное движение рассмотрено в работах [12, 3]).

Таким образом, движение КА - планера происходит от периария гиперболы ГI по большому кругу радиуса $r_П$ до периария гиперболы ГII, где в случае необходимости прикладывается двигателем трансверсальный импульс $\Delta V_М$ для доразгона КА с целью достижения (в афелии) выбранной орбиты цели астероида или планеты. Движение З-М при ограничении $K_{КА}$ реальной величиной 2,4 должно происходить по ускоренной (нехомановской) траектории, касающейся орбиты Земли, с целью увеличения $V_{ВХ}$, а движение М-А – по хомановскому полуэллипсу, в афелии которого должен оказаться астероид в момент прибытия КА в этот афелий (Рис. 4а). Скорости КА на условной границе атмосферы Марса входная $V_{ВХ}$ и выходная $V_{ВЫХ}$ будут определяться интегралом энергии:

$$V_{ВХ}^2 = V_{\infty I}^2 + 2\mu_М/r_П, \quad V_{ВЫХ}^2 = V_{\infty II}^2 + 2\mu_М/r_П, \tag{5}$$

где $\mu_М$ - гравитационный параметр Марса. Полет «перевернутого» планера (с отрицательной подъемной силой) управляется углом атаки (согласно ра ботам [4,5,10]). Малые изменения угла атаки слабо влияют на $K_{КА}$, но меняют подъемную силу $У$ (и сопротивление X) КА для поддержания высоты полета и достижения нужного направления вектора $V_{ВЫХ}$. Уменьшение

*) Здесь предполагается возможность дополнительного импульса (от двигателя КА) в конце атмосферного участка полета КА.

скорости будет тем меньше, чем меньше X (и пропорционально меньше $У$). Не исключено, что придется управлять и формой планера. Картина движения показана на рис.4б, где иллюстрируется геометрически равенство

$$\alpha_{М} = \alpha_{I}/2 + \beta + \alpha_{II}/2 \quad . \tag{6}$$

Из условия непрерывного равновесия центробежной силы $F_{Ц}$ и суммы $У+G$ подъемной силы и силы притяжения в [1, 2, 16] нами получено выражение для проходимого в атмосфере планетоцентрического угла β путем интегрирования уравнений движения по большому кругу:

$$\beta = \left|K_{КА}/2\right| \ln\left(\frac{V_{ВХ}^2 / V_{ИСМ}^2 - 1}{V_{ВЫХ}^2 / V_{ИСМ}^2 - 1}\right) = \left|K_{КА}/2\right| \ln\left(\frac{V_{\infty I}^2 / V_{ИСМ}^2 + 1}{V_{\infty II}^2 / V_{ИСМ}^2 + 1}\right), \tag{7}$$

где $V_{ИСМ}^2 = \mu_{М}/r_{П}$ - квадрат первой космической скорости.

Плотность атмосферы Марса до высоты в несколько десятков км на порядки меньше плотности земной атмосферы, но с некоторой высоты (зависящей от сезона) превышает плотность земной атмосферы на той же высоте из-за гораздо меньшего тяготения Марса и иного состава атмосферы. В работах [9-13, 15, 20] для квазистационарного планирования рекомендуется оптимальный диапазон высот: 50-60 км.

Полууглы между асимптотами каждой из гипербол I и II зависят от радиуса $r_{П}$ перицентрия и той или другой асимптотической скорости:

$$\alpha_{I}/2 = \arcsin\left[1/(1 + V_{I}^2 r_{П}/\mu_{М})\right] < \pi/2, \tag{8}$$

$$\alpha_{II}/2 = \arcsin\left[1/(1 + V_{II}^2 r_{П}/\mu_{М}\right] < \pi/2. \tag{9}$$

Пусть задано $K_{КА}$, и надо состыковать (без импульса после выхода из атмосферы) ускоренную нехомановскую траекторию З-М с хомановской (как и ранее) траекторией М-А. Очевидно, имеет место сохранение скорости сближения с целью (астероидом) $V_{\infty A}$ при незначительном росте импульса $\Delta V_{ИСЗ}$ ухода с орбиты ИСЗ и суммы $V_{\Sigma} = \Delta V_{ИСЗ} + V_{\infty A}$ - характеристической скорости перелета З$М_{ап}$А. Высоту орбиты ИСЗ возьмем равной 200 км (при радиусе сферической Земли 6371 км). Далее вычисляем скорости и углы между ними при постепенном росте импульса $\Delta V_{ИСЗ}$ сверх импульса хоманоского перелета З-М и получаем характеристики орбит З-М. Из интеграла энергии имеем формулы для гелиоцентрических скоростей V_{I} отлета от Земли (по касательной к ее круговой орбите радиусом $r_з$ и W_{I} подлета к Марсу (под углом к его орбите, полагаемой круговой и компланарной):

$$V_{I} = V_{\infty 0} + \sqrt{\mu_{\Theta}/r_{З}}\ ;\ V_{\infty 0}^2 = \Delta V_{ИСЗ}^2 + \sqrt{\mu_{З}/r_{ИСЗ}}\left(2\Delta V_{ИСЗ} - \sqrt{\mu_{З}/r_{ИСЗ}}\right),$$

$$W_{I}^2 = V_{I}^2 - 2\left(\mu_{\Theta}/r_{З}\right)\left(1 - r_{З}/a_{М}\right) . \tag{10}$$

Здесь μ_{Θ} и $\mu_з$ - гравитационные параметры Солнца и Земли. Из интеграла площадей получаем трансверсальную составляющую $\vec{W}_{П}$ вектора W_{I} (считая $r_з$ = 1 а.е.)

$$W_{\text{П}} = V_{\text{I}}/a_{\text{M}} \ , \tag{11}$$

Орбитальная скорость Марса на круговой орбите

$$W_{\text{M}} = \sqrt{\mu_{\Theta}/(r_З a_{\text{M}})} \tag{12}$$

Из треугольника скоростей W_{I}, W_{M}, $V_{\infty\text{I}}$ имеем:

$$V_{\infty\text{I}}^2 = W_{\text{M}}^2 + W_{\text{I}}^2 - 2W_{\text{M}}W_{\text{TI}} \tag{13}$$

Угол γ_{I} между векторами орбитальной скорости $\vec{W}_{\text{M}}$ Марса и асимптотической скорости $\vec{V}_{\infty\text{I}}$ сближения КА с ним определяется из выражения

$$\cos\gamma_{\text{I}} = (-W_{\text{M}} + W_{\text{TI}})/V_{\infty\text{I}}\,, \quad \gamma_{\text{I}} < \pi \ . \tag{14}$$

Затем вычисляем необходимую асимптотическую скорость отлета КА от Марса к астероиду по заданной большой полуоси (радиус) a_A его орбиты:

$$V_{\infty\text{II}} = W_{\text{M}}\left[\sqrt{2/a_{\text{A}}(a_{\text{M}} + a_{\text{A}})} - 1\right] \ . \tag{15}$$

Ввиду отлета от Марса по касательной к его орбите в направлении $\vec{W}_{\text{M}}$ (хомановский перелет к астероиду) угол между направлениями векторов $\overline{W}_{\text{M}}$ и $\overline{V}_{\infty\text{II}}$ равен нулю. Поэтому

$$\alpha_{\text{M}} = \gamma_{\text{I}} \le \pi \,. \tag{16}$$

Последовательными приближениями решаем при заданном K_{KA} трансцендентное уравнение относительно α_{M} (радиан):

$$\alpha_{\text{M}} = |K_{\text{KA}}/2| \ln\left[\left(V_{\infty\text{I}}^2 / V_{ИСМ}^2 + 1\right) / \left(V_{\infty\text{II}}^2 / V_{ИСМ}^2 + 1\right)\right] + \alpha_{\text{I}}/2 + \alpha_{\text{II}}/2 \tag{17}$$

При заданном K_{KA} изменением величины $\Delta V_{ИСЗ}$, влияющей на входящие в (17) члены, добиваемся малой невязки в значении α_{M} или получаем без итераций для каждого $\Delta V_{ИСЗ}$ необходимое значение K_{KA}, (см. (7, 8, 9)):

$$K_{\text{KA}} = \frac{2(\alpha_{\text{M}} - \alpha_{\text{I}}/2 - \alpha_{\text{II}}/2)}{\ln\left[\left(V_{\infty\text{I}}^2 / V_{ИСМ}^2 + 1\right) / \left(V_{\infty\text{II}}^2 / V_{ИСМ}^2 + 1\right)\right]} \ . \tag{18}$$

Это значение K_{KA} необходимо при отсутствии доразгонного импульса ΔV_{M} непосредственно при выходе из атмосферы, если получится $K_{\text{KA}} \le 2{,}4$; если же получаем значение $K_{\text{KA}} > 2{,}4$, нереализуемое существующей техникой, то имеем соотношение для невязки в угле (первом члене в правой части (17)) следующего вида (при задании $K_{\text{KA}} = 2{,}4$):

$$\frac{\delta\beta}{\beta} = \left(\frac{1}{\beta}\right)\left\{\frac{K_{\text{KA}}}{2}\ln\left[\left(V_{\infty\text{I}}^2 / V_{ИСМ}^2 + 1\right) / \left(V_{\infty\text{II}}^2 / V_{ИСМ}^2 + 1\right)\right] - \beta\right\}. \tag{19}$$

Оказалось, что изменение K_{KA} от 2,4 до 7 (последняя цифра характерна для пока не реализованных волнолетов) слабо влияет на V_{Σ} при полетах на астероиды Главного пояса и троянцы. Таким образом, меняя $\Delta V_{ИСЗ}$ (то есть увеличивая его постепенно от минимального значения, требуемого для хомановского перелета З-М), уменьшаем значение правой части (19) до малой величины. Когда совершается перелет на астероиды Главного пояса, то $1{,}8 \le a_{\text{А}} \le 5{,}3$, и при характерных значениях β от 0,7 до 1,3 радиан достаточно уменьшить в приближенных расчетах невязку до 0,001.

Затем определим асимптотическую скорость $\Delta V_{\infty\text{А}}$ сближения КА с астероидом: КА отлетает от Марса из перигелия орбиты II и подлетает к астероиду в ее афелии, так что имеет в перигелии скорость

$$V_{\text{II}} = V_{\infty\text{II}} + \sqrt{\mu_{\Theta}/a_{\text{M}}}$$

Из интеграла площадей получаем скорость КА около астероида, в афелии орбиты (II) М-А:

$$W_{\text{II}} = V_{\text{II}} a_{\text{M}} / a_A \ . \qquad (21)$$

Полагаем, что в момент прибытия КА выбранный астероид оказывается в нужном положении на своей круговой орбите и, вдобавок, в ее узле относительно эклиптики (орбиты Земли и Марса полагались компланарными). Орбитальная скорость астероида

$$W_A = \sqrt{\mu_{\Theta}/a_{\text{А}}} \ . \qquad (22)$$

Таким образом, приближенно определяем скорость $V_{\infty A}$ посадки на астероид, орбита которого имеет заданное наклонение i_A к плоскости эклиптики (ввиду ничтожности тяготения астероида скорость $V_{\infty A}$ можно считать и импульсом, нужным для создания спутника астероида):

$$V_{\infty A} = \sqrt{W_A^2 + W_{\text{II}}^2 - 2 W_A W_{\text{II}} \cos i_A} \ . \qquad (23)$$

Найдем суммарные энергозатраты (характеристическая скорость перелета ЗМ$_{\text{ап}}$А) при задании важнейших элементов a_A, i_A орбиты астероида и без включения двигателя КА при выходе из атмосферы Марса (т.е. при $K_{\text{КА}} \le 2{,}4$):

$$V_{\Sigma} = \Delta V_{ИСЗ} + V_{\infty A}. \qquad (24)$$

Наши предыдущие расчеты перелетов ЗМА с чисто гравитационным маневром у Марса показали, что тяготения Марса недостаточно для существенного изменения наклонения i_{KA} орбиты КА; максимально допустимый угол i_{KA} составляет пару-другую градусов, но при его достижении сильно падает радиус a_A афелия орбиты. Расчеты же значительно усложняются. То же можно отнести к АГМ: боковой маневр КА в разреженных верхних слоях атмосферы малоэффективен. Управление по углу крена КА может понадобиться лишь при входе в атмосферу Марса на переходном процессе, чтобы не сразу появлялась вертикальная перегрузка; (по нашим оценкам, чем больше $K_{\text{КА}}$, тем перегрузка меньше).

Добавим конспективное изложение расчета перелета ЗМ$_{\text{ап}}$А при уточненной постановке задачи. Пусть заданы даты событий ($T_{\text{О}}$ старта, $T_{\text{М}}$ маневра у

Марса и $T_{\text{А}}$ достижения конкретного астероида А) и реальные элементы орбит планет и астероидов. Тогда известны длительности участков З-М (I) и М-А (II). Оказывается, можно получить на ЭВМ таблицы асимптотических скоростей КА у Земли, Марса и нескольких крупных астероидов путем решения серий задач Ламберта-Эйлера для участков I и II, находя большую полуось орбиты перелета, фокальный параметр ее, затем – углы между плоскостями орбиты I и земной и марсианской орбит, потом – углы плоскостей орбит Марса и астероида с плоскостью орбиты перелета II. Плоскость орбиты промежуточной планеты (Марса) оказывается удобным брать за опорную. Это значительно упрощает и ускоряет расчеты, так как нет необходимости пересчетов параметров с помощью матриц для перехода от орбиты перелета I к экватору Марса, от него – к орбите перелета II (как практиковалось в расчетах специалистов НАСА и др.). Далее по указанным углам и по гелиоцентрическим скоростям планет, КА и астероида-цели находим трансверсальную, радиальную и нормальную к плоскости орбиты Марса составляющие скоростей $V_{\infty\text{I}}$ и $V_{\infty\text{II}}$, а также модули асимптотических скоростей отлета от Земли и прибытия к астероиду. Затем из формулы, следующей из теоремы косинусов для треугольника скоростей $V_{\infty\text{I}}$, $V_{\infty\text{II}}$ и соединяющей их концы скорости $\Delta V_{\infty\text{M}}$ находили угол α_{M} необходимого поворота направления асимптотической скорости при АГМ:

$$\alpha_{\text{M}} = \arccos\left(\frac{V_{\infty\text{I}}^2 + V_{\infty\text{II}}^2 - \Delta V_{\infty\text{M}}^2}{2V_{\infty\text{I}}V_{\infty\text{II}}}\right) < \pi \ . \qquad (25)$$

Теперь определяем значение $K_{\text{КА}}$ из (18). Если получилось реализуемое значение $K_{\text{КА}} \le 2{,}4$, то без импульса (при выходе из атмосферы Марса) можно долететь до заданного астероида, если же оказалось $K_{\text{КА}} > 2{,}4$, то задаем $K_{\text{КА}} = 2{,}4$, находим необходимую скорость выхода из атмосферы по касательной (см.(7)):

$$V_{\text{ВЫХ}}^{*} = V_{ИСМ}\sqrt{1 + \left(\frac{V_{\infty\text{I}}^2}{V_{ИСМ}^2} + 1\right)\exp\left(-\frac{2\beta}{K_{\text{КА}}}\right)} \ , \qquad (26)$$

определяем доразгонный импульс:

$$\Delta V_{\text{М}} = V_{\text{ВЫХ}}^{*} - V_{\text{ВЫХ}} \qquad (27)$$

и полные энергозатраты

$$V_{\Sigma} = \Delta V_{ИСЗ} + V_{\infty A} + \Delta V_{\text{М}} \ . \qquad (28)$$

Результаты расчетов, как наших, так и Вэнинга доказывают большую выгодность маршрута ЗМ$_{\text{ап}}$А для достижения большинства астероидов Главного пояса с умеренными наклонениями орбит (и троянцев). Так как время пролета атмосферы Марса – всего несколько минут, то можно считать АГМ «мгновенным» (как и гравитационный маневр). Его осуществимость обсуждается в п. 3.

2. О зарубежных работах по аэрогравитационным маневрам

Идея АГМ появилась почти одновременно у автора и у Вэнинга, о чем он вскользь упоминает в [15], где публикует много результатов расчетов по методикам многих авторов из США, в том числе – появившихся после наших публикаций [1,2] работ [9-11] Рандольфа и Мак-Рональда – сотрудников НАСА. Вэнинг использует методики работ [9,10,11]) и сходную с нашей методику расчета перелетов, использующую плоскость околомарсианской орбиты как опорную для упрощения и ускорения расчетов. Им рассчитаны полеты к астероиду (1) - Церере (и получены сходные с нашими результаты), а также перелеты к нескольким крупным астероидам, комете (2) - Уайлда, астероиду (7) - Ирису (с двукратным АГМ у Марса) и облеты групп астероидов и троянцев. Эта работа – ближе всего к нашей, в частности, получены близкие к [1, 2] необходимые значения $K_{КА}$. Вэнинг иногда использует траектории с угловой дальностью перелета более 360^0 или 720^0, что позволяет выбором дат уменьшить $K_{КА}$ и V_{Σ}, но сильно увеличивает время полета.

Другие авторы сосредоточили свои усилия на изучении полетов за относительно малое время к Плутону или в околосолнечную окрестность с АГМ у Венеры и затем у Марса [11,12,13]. Заметим, что публикации [9,10,11] вышли в свет через 4-6 лет после нашей работы [1].

В методической работе [8] Элисес (Испания) повторяет нашу формулу [6]; у других исследователей подход иной. В работах [1,2,3,8,9,10,11,15,20] движение в атмосфере считается круговым, а в работах [12,13] канадских ученых Лохара, Матэеску и Мисра с помощью принципа максимума Понтрягина и пристрелки на ЭВМ точно решается задача перелета КА-волнолета между начальным и конечным заданными положениями на границе плотной атмосферы с переменной (оптимальной) высотой полета. При этом минимизированы тепловые потоки на критических зонах КА – на носу или на передней кромке крыла. В [12] даны чрезвычайно сложные уравнения, громоздкие коэффициенты которых не выписаны. В [13] эти же авторы на основании разработанной ими теории предложили осуществлять полеты к Плутону за несколько лет с АГМ у Марса и с последующим чисто гравитационным маневром у Юпитера. Ими подробно исследованы окна таких запусков в начале XXI века и характеристики траекторий КА. Авторы работ [12, 13] проигнорировали приоритет как наш, так и Вэнинга.

Остановимся подробнее на краткой, но важной работе Элисеса [8]. Автор, не рассматривая в целом межпланетный перелет, решает внутреннюю задачу максимизации изменения ΔV марсоцентрической (или, что равносильно, гелиоцентрической) скорости КА при движении в атмосфере Марса по большому кругу с касательными входом и выходом на границе атмосферы и с постоянным $K_{КА}$. Используется формула из работы [10]

$$V_{\infty II} = \left[V_{\infty I}^2 \exp\left\{ \frac{-2\beta}{K_{KA}} \right\} + \frac{\mu_M}{r_\Pi} \left(\exp\left\{ \frac{-2\beta}{K_{KA}} \right\} - 1 \right) \right]^{1/2} \qquad (28)$$

и аналогичная нашей формуле (17) формула для общего угла поворота асимптотической скорости у Марса (здесь везде, где можно, для единства изложения сохраняются обозначения из раздела 1):

$$\alpha_M = \arcsin \frac{1}{1 + r_\Pi \left(V_{\infty I}^2 / \mu_M \right)} + \frac{K_{KA}}{2} \ln \frac{1 + r_\Pi \left(V_{\infty I}^2 / \mu_M \right)}{1 + r_\Pi \left(V_{\infty I}^2 / \mu_M \right)} + {} \\ + \arcsin \frac{1}{1 + r_\Pi \left(V_{\infty II}^2 / \mu_M \right)} \qquad (29)$$

Поскольку $\mu_M / r_\Pi = V_{ИСМ}^2$, то (28) и (29) принимают вид (после измерения скоростей единицей $V_{ИСМ}$, они пишутся с волной):

$$\tilde{V}_{\infty II} = \sqrt{\exp\left\{ -\frac{2\beta}{K_{KA}} \right\} \left(1 + \tilde{V}_{\infty I}^2 \right) - 1} \quad ; \qquad (30)$$

$$\alpha_M = \arcsin \frac{1}{1 + \tilde{V}_{\infty I}^2} + \frac{K_{KA}}{2} \ln \frac{1 + \tilde{V}_{\infty I}^2}{1 + \tilde{V}_{\infty II}^2} + \arcsin \frac{1}{1 + \tilde{V}_{\infty II}^2} \quad . \qquad (31)$$

Из треугольника векторов скоростей $\bar{V}_{\infty I}, \bar{V}_{\infty II}$ модуль их разности

$$\Delta \tilde{V} = \sqrt{\tilde{V}_{\infty I}^2 + \tilde{V}_{\infty II}^2 - 2 \tilde{V}_{\infty I} \tilde{V}_{\infty II} \cos \alpha_M} \quad . \qquad (32)$$

Для достижения $\Delta \tilde{V}_{\max}$ при заданном $\tilde{V}_{\infty I}$ максимизируют функцию

$$F\left(\tilde{V}_{\infty I}, \alpha_M \right) = \tilde{V}_{\infty II}^2 - 2 \tilde{V}_{\infty I} \tilde{V}_{\infty II} \cos \alpha_M \qquad (33)$$

при дополнительном условии (31):

$$f = -\alpha_M + \arcsin \frac{1}{1 + \tilde{V}_{\infty I}^2} + \frac{K_{KA}}{2} \ln \frac{1 + \tilde{V}_{\infty I}^2}{1 + \tilde{V}_{\infty II}^2} + \arcsin \frac{1}{1 + \tilde{V}_{\infty II}^2} = 0 \qquad (34)$$

Решение получают, вводя множитель λ Лагранжа:

$$\frac{\partial F}{\partial \tilde{V}_{II}} + \lambda \frac{\partial f}{\partial \tilde{V}_{II}} = 0, \quad \frac{\partial F}{\partial \alpha_M} + \lambda \frac{\partial f}{\partial \alpha_M} = 0. \qquad (35),\ (36)$$

После преобразований и исключения λ получают:

$$\tilde{V}_{\infty I} - \tilde{V}_{\infty I} \cos \alpha_M - \frac{\tilde{V}_{\infty I} \tilde{V}_{\infty II}^2 \sin \alpha_M}{1 + \tilde{V}_{\infty II}^2} \left(K_{ka} + \frac{2}{\sqrt{\left(1 + \tilde{V}_{\infty II}^2 \right) - 1}} \right) = 0. \qquad (37)$$

Данное уравнение связывает величины $\tilde{V}_{\infty II}$ и α_M, максимизирующие $\Delta \tilde{V}$. Для решения задачи надо решить уравнения (34) и (37). Автор приводит решение в виде сеток кривых (близких к прямым): $\Delta \tilde{V}_{\max}\left(\tilde{V}_{\infty I}, K_{KA}, \tilde{V}_{\infty II} \right)$ и $\tilde{V}_{\infty II}\left(\beta, K_{KA}, \tilde{V}_{\infty I} \right)$, позволяющих максимизировать изменение скорости КА.

В представляющей интерес области $\tilde{V}_{\infty I} > 1$ имеем $\Delta V_{\max} = V_{\infty I}$ при $K_{KA} = 0$ и $\Delta V_{\max} = 2 V_{\infty I}$ при $K_{KA} = \infty$. Интерпретация этих фактов проста: значение

$K_{КА} = 0$ означает бесконечное аэродинамическое сопротивление, что сводит эффект атмосферного полета к отрицательному импульсу, уменьшающему $V_{\infty II}$ до нуля. Следовательно, изменение скорости КА есть $V_{\infty I}$, а маневр происходит при $\beta = 0$. Из (30) следует, что угол β полета в атмосфере должен иметь верхнюю границу, соответствующую $\tilde{V}_{\infty II} > 0$:

$$\beta < \frac{K_{КА}}{2} \ln\left(\tilde{V}_{\infty I}^2 + 1\right). \tag{38}$$

С другой стороны, при $K_{КА} = \infty$ КА летит без сопротивления, и можно повернуть $\vec{V}_{\infty I}$ на угол $\alpha_М$ =180^0, получив максимальное изменение скорости $2V_{\infty I}$. Для значений $2 < K_{КА} < 23$ автор предлагает использовать эмпирическую формулу (вывод ее не приводится):

$$\Delta V_{max} = V_{\infty I}\left[1 + \left(\ln K_{КА}\right)/\pi\right], \tag{39}$$

которая имеет погрешность менее 5%, как утверждает автор.

Отметим для полноты еще два утверждения: 1 - что АГМ в атмосфере Земли может обеспечить достижение Юпитера при скорости входа в атмосферу Земли 17 км/с; и 2 - что не обязательно использовать волнолеты с высоким $K_{КА}$, а можно применить уже разработанную технологию при относительно малых $K_{КА} \le 2{,}4$.

В выдающейся работе Льюиса и Мак-Рональда [10] с учетом вязкости атмосферы разработана приближенная теория полета волнолета применительно к ускоренным межпланетным перелетам с АГМ у планет. Дан вывод уравнений движения, более точных, чем в предыдущих наших и американских работах. По-прежнему предполагается постоянство (приближенное) $K_{КА}$ из диапазона от 2 до 10, хотя для волнолетов с высокими $K_{КА}$ нам не известны данные продувок хотя бы их моделей при числе Маха M, приближающемся к 30.

В статье [10] разработана не только теория движения волнолета на почти постоянной высоте над сферической планетой, но и оценены тепловые потоки на носке и передней кромке крыла, влияющие, как уже ясно, на необходимую массу пассивной теплозащиты (длительность пролета атмосферы – несколько минут, так что унос массы незначителен). В работе используются трудно доступные данные исследований других авторов, так что приводить выходные данные ссылок практически бесполезно.

Итак, в [10] учтена вязкость гиперзвукового потока. С помощью методов компьютерной аэродинамики получена оптимальная форма планера, почти параболическая в плане, почти клиновидная в виде сбоку с выпученным днищем и с отогнутыми вниз передними кромками. При более точном рассмотрении оказалось выгодным несколько скруглить нос КА и передние кромки несущего корпуса – крыла (рис. 1, б). При полете «Земля-Венера-Марс» Венера облетается с солнечной стороны; при дальнейшем полете к Солнцу Марс облетают с теневой стороны; при полете же к Плутону Марс облетается «спереди».

Авторы вкратце описывают динамику аэрогравитационного маневра, причем для общего случая. КА при входе в атмосферу испытывает торможение, описываемое уравнением:

$$d\tilde{V} = -(X/m)dt \ . \qquad (40)$$

Здесь X/m есть сила сопротивления на единицу массы КА. Это можно переписать через $K_{KA}=Y/X$ так:

$$d\tilde{V} = -[Y/((Y/X)m]dt, \qquad (41)$$

где Y - подъемная сила КА. Время t пролета атмосферы можно связать с длиной β дуги, проходимой КА в атмосфере, при слабо переменном радиусе r_{Π}:

$$\tilde{V}dt = r_{\Pi}d\beta \ . \qquad (42)$$

Положим, что достигнута и поддерживается постоянная высота полета. Тогда установится равновесие силы центробежной с суммой отрицательной подъемной силы и силы тяготения (веса), действующих на КА:

$$Y + \mu_{\text{M}}\, m/r_{\Pi}^2 = m\tilde{V}^2/r_{\Pi} \ , \qquad (43)$$

так что из уравнения (41)

$$d\tilde{V} = -(Y/X)^{-1}\left[\tilde{V} - \left(\mu_{\text{M}}/r_{\Pi}\tilde{V}\right)\right]d\beta \ . \qquad (44)$$

При этом предварительные исследования, пишут авторы, говорят о том, что на гиперзвуке K_{KA} сравнительно мало зависит от изменения числа Маха (и дают ссылку на недоступную в России докторскую диссертацию). При движении волнолета доминирующим фактором является требование уменьшения силы Y по мере уменьшения силы X, чего можно добиться либо изменением угла атаки α_{KA}, либо увеличением высоты полета, т.е. r_{Π}, либо – того и другого; изменение α_{KA} повлечет за собой соответствующие изменения коэффициентов подъемной силы и сопротивления. С другой стороны, увеличение r_{Π} мало повлияет на X и Y, но уменьшит плотность атмосферы ρ и число Рейнольдса. От этого повысится влияние вязкости потока, так что X увеличится.

Полагая K_{KA} постоянной величиною в уравнении (44), его можно решить аналитически. КА будет двигаться по дуге β с радиусом r_{Π}, причем

$$\beta = -K_{KA}\int_{V_{BX}}^{V_{BЫX}} \frac{dV}{V - \mu_{\text{M}}/r_{\Pi}V} = -\frac{K_{KA}}{2}\ln\frac{V_{BЫX}^2 - \mu_{\text{M}}/r_{\Pi}}{V_{BX}^2 - \mu_{\text{M}}/r_{\Pi}} \equiv \frac{|K_{KA}|}{2}\ln\frac{\tilde{V}_{BX}^2 - 1}{\tilde{V}_{BЫX}^2 - 1} \qquad (45)$$

Таким образом, получается идентичное выведенному нами в [1] уравнение (7). Далее авторы утверждают, что скорость выхода КА из атмосферы можно выразить через скорость входа в атмосферу, K_{KA} и r_{Π}:

$$V_{BЫX} = \sqrt{\exp\left(\frac{-2\beta}{K_{KA}}\right)V_{BX}^2 - \left(\exp\left(\frac{-2\beta}{K_{KA}}\right) - 1\right)\left(\mu_{\text{M}}/r_{\Pi}\right)} \qquad (46)$$

и связывают относительную скорость отлета «на бесконечности» $V_{\infty II}$ с начальной относительной скоростью подлета $V_{\infty I}$ (скоростью «на бесконечности»):

$$V_{\infty\mathrm{II}} = \sqrt{\exp(\frac{-2\beta}{K_{\mathrm{KA}}})V_{\infty\mathrm{I}}^2 + \left(\exp(\frac{-2\beta}{K_{\mathrm{KA}}}) - 1\right)(\mu_{\mathrm{M}}/r_{\Pi})} \ . \qquad (47)$$

Как и следовало ожидать, сопротивление атмосферы планеты уменьшает скорость полета на величину, определяемую масштабным коэффициентом $2\beta/K_{\mathrm{KA}}$. Общий угол α_{M} поворота скорости относительно планеты включает в себя члены, зависящие от притяжения и от сопротивления: .

$$\alpha_{\mathrm{M}} = \beta + \arcsin\left(\frac{1}{1 + r_{\Pi}\tilde{V}_{\infty\mathrm{I}}^2/\mu_{\mathrm{M}}}\right) + \arcsin\left[\frac{e^{-2\beta/K_{\mathrm{KA}}}}{1 + r_{\Pi}\tilde{V}_{\infty\mathrm{I}}^2/\mu_{\mathrm{M}}}\right] \ . \qquad (48)$$

Отметим, что здесь явно видно влияние на α_{M} высоты полета (через r_{Π}).

В следующем разделе цитируемой статьи речь идет о параметрах волнолета, облетающего Венеру, а затем Марс по пути к Солнцу либо к Плутону. Об этом будет сказано в части 3 данного обзора.

Весьма продвинутые работы канадских ученых [12,13] велики по объему, но выкладки в них сильно сокращены, а уравнения не до конца расписаны. Поэтому отсылаем читателя к первоисточникам. Интересно было бы сравнить их численные результаты с данными НАСА, но это в [12,13] не сделано.

3. Результаты расчетов полетов в Солнечной системе с использованем аэрогравитационных маневров у Марса и Венеры

У нас более полно, чем у других авторов, исследованы перелеты типа Земля-Планета-Астероид (А), как на астероиды Главного пояса, так и на часть троянцев (с близкими к круговым орбитам) и при использовании АГМ у Марса. Результаты показаны на рис.5 в сравнении с данными для чисто гравитационных маневров у Марса (М), Венеры (В), Земли (З), Юпитера (Ю) при разных последовательностях прохождения планет. По оси ординат отложены выигрыши в характеристической скорости δV_{Σ} перелетов в плоскости эклиптики (т.е. при наклонениях $i_{\mathrm{A}} = 0$) по сравнению с так же приближенно рассчитанными хомановскими перелетами на астероиды с полуосями a_{A} орбит в диапазоне от 1,8 до 5,3 а.е. («прямой» маршрут ЗА).

Видим, что маршрут ЗМ$_{\text{ап}}$А атмосферного КА-планера (предложенный нами в [1] и развитый нами же в [2], [16], а также позднее Вэнингом – в [15], [20]), делающий АГМ у Марса, дает почти не зависящий от a_{A} существенный выигрыш, чего нельзя сказать о более обычных гравитационных маневрах на других маршрутах. Для достижения ближней области Главного пояса астероидов (ГП) довольно хорош более длительный маршрут ЗММА с двукратным гравитационным маневром у Марса.

Для достижения удаленных областей ГП и троянцев весьма подходит длительный маршрут ЗиЗЮА с тяговым импульсом в афелии орбиты ЗЗ и гравитационными маневрами у Земли и Юпитера. Однако перед достижением троянцев может быть необходимо длительное согласование движений Земли, КА и астероидов.

Осуществимый каждые 6,4 г. маршрут ЗВЗМА по затратам V_Σ конкурентоспособен с маршрутом $ЗМ_{ап}А$, но на 1,5-2 года длительнее. Последнее хорошо видно на рис.6, где по осям отложены энергозатраты V_Σ и длительность перелета T_Σ; здесь отобраны простейшие и лучшие по V_Σ и T_Σ маршруты из ~80 маршрутов, рассмотренных в [1]. В таблице 1 из работы [1] указаны частоты посещаемости астероидов с вовлечением в маршрут Марса или Юпитера (то есть указано, через какие периоды S повторяются благоприятные для перелетов конфигурации трех планет). Некоторые астероиды посещаемы раз в 10 чаще, чем другие: к сожалению, самый яркий и интереснейший № 4 (Веста) посещаем раз в 23,5 года, при любом маневре у Марса.

На рис.7 приведена диаграмма приближенно вычисленных нами энергозатрат V_Σ в виде изолиний на плоскости $a_А$, $i_А$ в предположении, что эксцентриситет орбиты астероида-цели $e_А = 0$. Слева и справа находятся изолинии V_Σ для маршрута $ЗМ_{ап}А$, посередине – для маршрута ЗиЗЮА. Точки пересечений изолиний дают границы (Г) выгодности по V_Σ того или другого маршрута. Вблизи границ, очевидно, выгоднее более «быстрый» маршрут: при малых и очень больших $a_А$ это - маршрут $ЗМ_{ап}А$, для астероидов с большими наклонениями $i_А$ орбит это - ЗиЗЮА, хотя и он длителен, особенно для достижения троянцев (из-за необходимости длительного согласования движений Земли, КА и астероида).

Результаты наших и Вэнинга [2, 15, 16, 20] расчетов лучших полетов к некоторым крупным или интересным астероидам сведены в диаграмму на рис.8. Для периода дат Т запусков 1990-2020 гг. приведены данные перелетов с посадкой на астероиды 1 Цереру, 4 Весту, 7 Ирис, 8 Флору, 16 Психею, 20 Массалию (все – в Главном поясе) и на изолированный астероид 279 Туле. Мы рассматривали «быстрые» траектории с не более чем одним витком вокруг Солнца на участках ЗМ и ЗА. Вэнинг иногда рассчитывал не только участки с более чем одним витком на этих участках, но и с двукратным АГМ у Марса (для достижения Ириса). От этого сильно увеличивалось (в его расчетах) T_Σ (для уменьшения V_Σ и $К_{КА}$; и у нас, и у него $К_{КА}< 2{,}4$). Доразгонные импульсы у Марса не требовались. Имеет место хорошее соответствие точно вычисленных затрат V_Σ (числа по вертикали около кружков) и приближенных оценок (числа справа у сплошных горизонталей). Видны большие выигрыши по V_Σ в сравнении с оценкой для прямых перелетов ЗА (Числа у пунктирных горизонталей). Периодичность повторяемости благоприятных дат запусков соответствует данным таблицы 1. Даты старта $T_З$, облета Марса $T_М$ и финиша $T_А$ считываются с оси абсцисс; импульсы $\Delta V_{ИСЗ}$ и $V_{\infty А}$ - с оси ординат ($\Delta V_{ИСЗ}$ - ордината точки излома, $\Delta V_{\infty А}$ - разность ординат точки в кружке и точке излома).

Как видим, имеет место большая (до 30%) экономия затрат V_Σ (и, соответственно, топлива) при пользовании достаточно универсальным и «быстрым» маршрутом ЗМ$_{ап}$А. Однако для реализации этого маршрута потребуются еще затраты массы КА-планера на теплозащиту и, усиление конструкции (ввиду появления перегрузок в несколько единиц при АГМ. Оценки в [10] тепловых потоков и температур носка и передних кромок крыла планера говорят о невозможности реализации пассивной теплозащиты для малоразмерных планеров (при радиусе скругления в десятки сантиметров температуры достигают несколько тысяч градусов Кельвина, и при сохранении линейных размеров планера это приводит к падению К$_{КА}$). Тем не менее в [9, 11] рассчитаны траектории быстрых перелетов ЗВМ-Солнце или ЗМВ-Плутон. Вовлечение в маршрут Венеры помимо Марса еще более усложняет задачу: составы и характеристики атмосфер различны, имеют место сильные ветры на высоте полета. При полетах к Солнцу или к Плутону скорости движения в атмосферах во много раз выше, чем скорость в атмосфере Марса при полетах к астероидам. Зато достигается выигрыш во времени: полет к Солнцу занимает несколько месяцев, к Плутону – несколько лет. Экономия энергозатрат достигается за счет нехомановской траектории полета к Венере: благодаря быстрому перелету вход в ее атмосферу происходит с большой скоростью, и при сильном торможении (и очень больших значениях К$_{КА}$, достижимых лишь большими волнолетами) происходит поворот асимптотической скорости на большой угол, с увеличением гелиоцентрической скорости полета к Марсу, а после еще более энергичного маневра у Марса – стремительный полет к Солнцу или Плутону по эллипсу, близкому к параболе.

Чтобы приблизиться к пониманию того, сколь реально осуществление АГМ, вернемся напоследок к оценкам аэродинамического качества и теплозащиты волнолетов. На рис.1, 2 из работ [7], [14] приведены гипотетические пространственные формы гиперзвуковых планеров для аэрогравитационных маневров. На рис. 1а – упрощенный волнолет с солнечным зондом «на спине», в аэродинамической тени. Его форма непригодна для реального полета, так как носок и передние кромки – острые (для увеличения К$_{ка}$ до 7). Такие формы фигурируют в теоретических работах [4, 5, 6], где не учитывается вязкость гиперзвукового потока и тепловые потоки с поверхности внутрь планера. На рис. 1б очертания волнолета более рациональны (от учета и вязкости, и теплопотоков) имеются скругления, плавные переходы заменили прежнюю угловатость форм. Однако К$_{КА}$ за счет этого сильно понижается (почти вдвое). Наиболее близок к реальности планер на рис.2а из работы [7], образованный стыковкой и усечением сверху двух конусов с округлым носком. Он обладает естественной устойчивостью, но его $K_{КА} \le 2{,}4$ (нами и было взято в расчетах это ограничение). Этот планер пригоден для пролета атмосферы Марса со скоростью порядка второй космической (несколько км/с), требуемой для выхода на траекторию достижения астероида с умеренной гелиоцентрической скоростью. Наконец, на рис. 2б из работы [14] приведена четверть тела эллиптического сечения с почти круглым носком и слабо выраженной «юбкой», форма которого обеспечивает минимальный нагрев поверхности при движении в атмосфере.

В работах [17, 18] упоминается, что масса пассивной теплозащиты КА «Спейс Шаттл» достигает порядка 10% массы конструкции. Наконец, в работе [19] приведены некоторые эмпирические формулы для оценки массы конструкции и теплозащиты КА при аэроторможении или аэрозахвате во время межпланетного перелета.

Выводы

Вышесказанное говорит не только о привлекательности, но и об очень большой сложности практической реализации аппаратов для аэрогравитационных маневров. Необходимы предварительные подробные исследования атмосфер Марса и Венеры, атмосферной макро- и микродинамики, выбор методов управления планером по высоте, перегрузкам и углам ориентации. Необходима разработка эффективной теплозащиты, причем такой, которая должна в минимальной степени портить аэродинамические характеристики при планировании КА в атмосфере с уменьшением скорости. Не исключено, что при обеспечении конкретного необходимого аэродинамического качества планера для каждого типа перелета к каждому типу целей может потребоваться разработка специального планера.

Представляется, что аэрогравитационные маневры очень смогли бы пригодиться для доставки на астероиды тяжелого оборудования (например, для добычи редких на Земле полезных ископаемых). Ведь, чем больше планер, тем больше его $K_{КА}$ при тех же требуемых термодинамикой радиусах скруглений носка и передних кромок крыла. Значит, тем больше полезный объем внутри планера. С использованием АГМ могут облегчиться пилотируемые полеты на астероиды Главного пояса (с маневром у Марса). Однако представит трудность переносимость экипажем перегрузок в несколько единиц в течение нескольких минут пролета атмосферы Марса после многосуточной невесомости при перелете Земля-Марс. Возможно, что сложно будет работать людям на астероидах при ничтожном тяготении.

Данный обзор показывает, что выгода от использования аэрогравитационного маневра столь значительна, что необходимо продолжать исследования по таким маневрам, особенно для крупных космических аппаратов.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 98-01-00941).

Литература

1. Ливанов Л.Б. Полеты на астероиды по энергетически оптимальным маршрутам с пертурбационными, импульсными, аэродинамическими маневрами у Венеры, Земли, Марса, Юпитера. // Космич. Исслед., 1986, Т.24,
№ 4, С. 581.

2. Ливанов Л.Б. Полеты на астероиды с орбиты ИСЗ с пертурбационно-аэродинамически-импульсным маневром у Марса.// Космич. Исслед., 1992, Т. 30, № 3, С. 333.
3. Андреевский В.В. Динамика спуска космического аппарата на Землю. М.: Машиностроение, 1970.
4. Башкин В.А. Треугольные крылья в гиперзвуковом потоке. М.: Машиностроение, 1984.
5. Швец А.И. Сверхзвуковые летательные аппараты. М.: Изд-во МГУ, 1989.
6. Nonweiler T.R.F. Aerodynamic problems of space vehicles.// J.Royal Aeronaut. Soc., 1959, V.63, Sept., P. 521.
7. Davies C.B., Park Ch. Aerodynamics of generalized bent biconics for aero-assisted orbital transfer vehicles.// J. Spacecraft, 1985, V. 22, N 2, P. 104.
8. Elices T. Maximum ΔV in the aerogravity assist maneuver.// J. Sracecraft, 1995, V. 32, N 5, P. 921.
9. McRonald A.D., Randolph J.E. Hypersonic maneuvering to provide planetary gravity assist.// AIAA Paper, 90-539, 1990.
10. Lewis M.J., McRonald A.D. Design of hypersonic waveriders for aeroassisted interplanetary trajectories.// J. Spacecraft, 1992, V. 29, N 5, P. 653.
11. Randolph J.E., McRonald A.D. Solar system “Fast Mission” trajectories using gravity assist.// J. Spacecraft, 1992, V. 29, N 2, P. 223.
12. Lohar F.A., Mateescu D., Misra A.K. Optimal atmospheric trajectory for aero-gravity assist.// Acta Astronautica, 1994, V. 32, N 2, P. 89.
13. Lohar F.A., Misra A.K., Mateesku D. Mars-Jupiter aerogravity assist trajectories for high-energy missions.// J. Spacecraft, 1997, V. 34, N 1, P. 16.
14. Аргучинцева М.А., Пилюгин Н.Н. Пространственные формы тел с минимальным нагревом поверхности при гиперзвуковом движении в атмосфере.// Космич. Исслед., 1992, Т. 30, № 5, С. 615.
15. Vaning W.S. Mars aeroassist to asteroids.//AAS Paper, 93-174, 1993.
16. Ливанов Л.Б. Приближенные расчеты полетов на астероиды с импульсными или аэродинамическими маневрами у Венеры, Земли, Марса, Юпитера.// Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 1995, № 37.
17. Jane’s all the worlds aircraft 1981-82. Ed. By J. W. R. Taylor. Jane’s publishing Co. Ltd., 1981, P. 707-708.
18. Техническая информация ЦАГИ. 1983, № 7-8, С. 10-17.
19. Hoffman S. A comparison of aerobraking and aerocapture vehicles for interplanetary missions.// AIAA Paper, 84-2057, 1984.
20. Vaning W.S. Mars aeroassist to asteroids. II.// AIAA Paper, 96-3643-CP, 1996.