

ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ: ПРОБЛЕМЫ ОСТОЙЧИВОСТИ

Управление судном на воздушной подушке сравнимо с пилотированием самолёта. Пилоту амфибийного судна помимо управления машиной по пути следования приходится обращать внимание на такие особенности, как момент крена и момент тангажа. Увеличивающийся на определённых этапах движения момент тангажа может привести к такому негативному явлению, как зарывание носовой части судна в опорную поверхность. Такими опасными этапами движения может быть перемещение на большой скорости по неровной опорной поверхности, например, по взволнованной водной глади. В этом случае сила тяги, создаваемая обычно винтом, создаёт достаточный момент тангажа, благодаря ему, а также силе сопротивления от соприкосновения гибкого ограждения судна с неровностями опорной поверхности, носовая часть судна резко зарывается. В худшем случае это приводит к травмам среди пассажиров или экипажа судна на воздушной подушке.

Ключевые слова: тяговооружённость, воздушная подушка, момент тангажа, крыло, давление, «зарывание».

Среди проблем, возникающих при проектировании судов, в частности, летательных аппаратов на воздушной подушке (ЛАВП), особняком стоят проблемы повышения остойчивости и управляемости этих машин.

Из-за проблем управляемости рентабельность ЛАВП значительно снижается, а такие явления как «зарывание» («вспахивание») носа судна, что является следствием возникновения момента тангажа, вообще могут привести к печальным результатам.

Сущность явления «зарывания» заключается в следующем (рис. 1).

При движении летательного аппарата на воздушной подушке на аппарат действуют в горизонтальной плоскости сила тяги винта P_v , направленная вдоль оси винта в сторону движения и сила сопротивления воздушного потока P_c , тормозящая летательный аппарат. Эти силы создают опрокидывающий момент $M_{опр.}$, который стремится пригнуть нос аппарата к земле. В вертикальной плоскости на летательный аппарат действует подъёмная сила $P_{под.}$, приложенная к центру давления машины (центр давления (ц.д.) — это точка приложения равнодействующих всех аэродинамических сил, действующих на летательный аппарат) и сила тяжести G , которая приложена к центру тяжести (ц.т.) аппарата (рис. 1). Действие этой пары сил создаёт восстанавливающий момент $M_{восст.}$, этот момент задирает нос летательного аппарата и уравновешивает опрокидывающий момент.

В процессе движения восстанавливающий момент меняется слабо, его можно считать постоянным. Его изменение в основном связано со смещением центра тяжести, вследствие движения пассажиров в салоне аппарата либо изменением уровня топлива в топливных баках.

Опрокидывающий момент является функцией скорости. Увеличение скорости движения летательного аппарата есть следствие увеличения тяги винта. С увеличением скорости увеличивается сила сопротивления набегающего воздушного потока, т.е. оп-

рокидывающий момент значительно возрастает. При определённой критической скорости движения летательного аппарата опрокидывающий момент превышает восстанавливающий и аппарат «зарывается» носом в несущую поверхность.

Одним из вариантов решения проблемы «зарывания» был заявлен способ, основанный на системе перераспределения потоков воздуха в воздуховоде ЛА на воздушной подушке таким образом, что в случае необходимости (чтобы поднять или опустить интересующую часть судна в процессе движения), воздух подаётся в те или иные сопловые элементы гибкого ограждения ЛАВП [3,5].

Тяговооружённость — отношение тяги двигателей к массе летательного аппарата [4].

Посчитаем тяговооружённость летательного аппарата на воздушной подушке. Этот параметр является важной характеризующей чертой любого транспортного средства.

Если принять сухой вес аппарата на воздушной подушке равным 850 кг, то с пятью пассажирами и грузом массой 300 кг общая масса машины составит $G_{ЛАВП} = 3000$ кг. Параметры воздушной подушки следующие (см. рис.2):

- длина $L = 7,5$ м;
- ширина $H = 4$ м.

Для расчёта потерь давления в воздуховодах потребуется знание таких параметров как ширина воздуховода B и его высота h . Чтобы всё не усложнять (повышенная точность в данном вопросе не даст ощутимого результата) воздуховод выбранного ЛАВП будет иметь прямоугольное сечение, а не профилированное, как это обычно бывает.

Чуть позже посчитаем параметры B и h сечения А-А рис. 2, исходя из предпочтительной скорости течения воздуха в воздуховоде, которая равна $9 = 20$ м/с.

Следует отметить, что используется схема двигательной установки с двумя центробежными одноступенчатыми односторонними нагнетателями и

они создают необходимое избыточное давление и необходимую производительность: $Q_{\text{общ}} = 13,5 \text{ м}^3/\text{с}$ и $P_a = 2433,15 \text{ Па}$, где P_a — избыточное давление, создаваемое нагнетательной установкой, полное же давление будет выглядеть следующим образом: $(P_{\text{окр}} + P_a) = P^*$.

Атмосферное давление при нормальных условиях составляет $P_{\text{окр}} = 101300 \text{ Па}$, а температура $T_{\text{окр}} = 288 \text{ К}$.

Так как центробежных нагнетателей два, то каждый из них производит:

$$Q = Q_1 = Q_2 = \frac{Q_{\text{общ}}}{2} = \frac{13,5}{2} = 6,75 \text{ м}^3/\text{с}.$$

Исходя из этого и зная скорость движения воздуха по воздуховоду ЛА на воздушной подушке $g = 20 \text{ м/с}$, определим площадь сечения А-А на рис. 2:

$$S = Bh = \frac{Q}{g} = \frac{6,75}{20} = 0,3375 \text{ м}^2,$$

(учитывается, что воздуховодная система ЛАВП делится на правую и левую части и каждый из двух центробежных нагнетателей обслуживает свою часть).

Отсюда следует, что можно взять любое прямоугольное сечение воздуховода с площадью проходного сечения $S = 0,3375 \text{ м}^2$. Пусть $B = 0,6 \text{ м}$, тогда $h = 0,5625 \text{ м}$.

На рис. 2. схематично показано расположение сопел воздуховода, диаметр которых обычно варьируется от 3 до 7 см. Принимаем $d = 0,05 \text{ м}$. Воздух из воздуховода через эти сопла истекает в подкупольное пространство ЛАВП и создаёт уже непосредственно саму воздушную подушку. Попутно будет подсчитано число этих сопел по периметру гибкого ограждения.

На рис. 3 изображён разрез воздушной подушки аппарата с нагнетательной установкой. Показано распределение потоков воздуха и параметры газа в каждом из сечений.

Запишем газодинамическую функцию давления для нагнетателя, ориентируясь на рис. 3.

$$\text{Имеем } \pi(\lambda) = \frac{P_{\text{окр}}}{P^*} = \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [1], \text{ отношение}$$

давлений известно и составляет: $\frac{P_{\text{окр}}}{(P_{\text{окр}} + P_a)} = \frac{101300}{101300 + 2433,15} = 0,977$. Зная эту цифру можно найти величину безразмерной скорости λ . Проведя ряд преобразований, которые здесь можно опустить, получим $\lambda = 0,205$.

Температурная газодинамическая функция для воздушного потока, проходящего через нагнетатель, имеет вид:

$$\tau(\lambda) = \frac{T_{\text{окр}}}{T_a} = 1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda^2 = 1 - \frac{1,4 - 1}{1,4 + 1} \cdot 0,205^2 = 0,993,$$

$$\text{отсюда } T_a = \frac{T_{\text{окр}}}{0,993} = \frac{288}{0,993} = 290,03 \text{ К}.$$

При динамическом сжатии газа происходит выделение тепла. В данном случае воздух нагревается на два градуса при сжатии в нагнетательной установке.

Для простоты расчётов, учитывая малое влияние теплообмена в воздуховоде на тяговооружённость ЛАВП (изменение температуры пренебрежимо мало), примем, что найденная температура воздушного потока $T_a = 290,03 \text{ К}$ не меняется на протяжении всего воздуховода, вплоть до истечения воздуха из соплового аппарата.

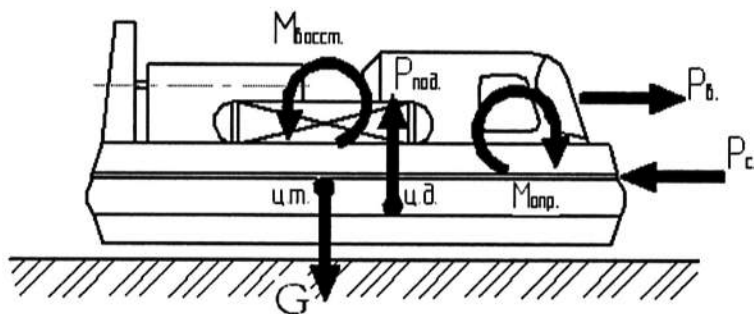


Рис. 1. Схема сил, действующих на летательный аппарат на воздушной подушке в процессе движения

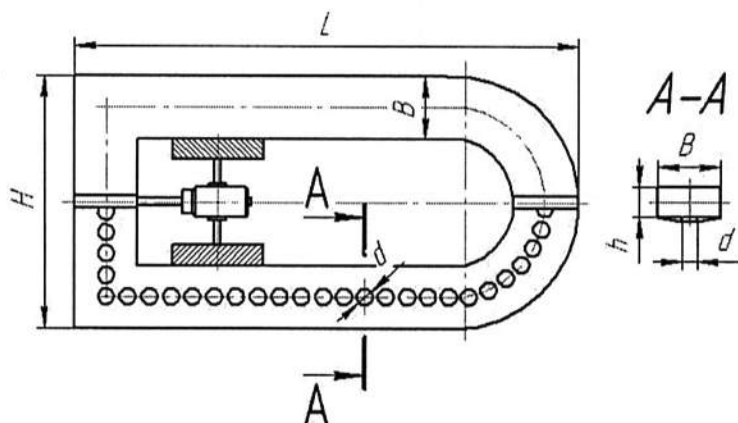


Рис. 2. Схематичное изображение воздушной подушки ЛАВП (вид сверху, разрезы)

Поэтому скорость

$$a_{кр} = \sqrt{\frac{2 \cdot \kappa}{\kappa + 1} \cdot R \cdot T_a} = \sqrt{1,166 \cdot 287,15 \cdot 290,03} = 311,71 \text{ м/с}$$

имеет постоянное значение по всему воздуховоду.

Полное давление за нагнетательной установкой, вследствие потерь на трение, уменьшается в воздуховоде на величину ΔP . Это значение можно определить по формуле:

$$\Delta P = 0,11 \cdot \left(\frac{\Delta}{\sqrt{S}} \right)^{0,25} \cdot \frac{l \cdot \rho_a \cdot g^2}{\sqrt{S}} [2].$$

Здесь $\Delta = 5 \cdot 10^{-5}$ м — шероховатость воздуховода; $S = 0,3375 \text{ м}^2$ — площадь поперечного сечения воздуховода; $g = 20 \text{ м/с}$ — скорость движения воздуха по воздуховоду.

Неизвестными остались две величины: l — длина воздуховода, ρ_a — плотность воздуха в воздуховоде. Определить эти параметры легко, начнём с длины воздуховода. Так как известны габаритные размеры воздушной подушки, то периметр по средней линии воздуховода, что в свою очередь и является искомым l , можно найти по формуле:

$$l = (H - B) + (2 \cdot L - H) + \frac{\pi(H - B)}{2} = \\ = (4 - 0,6) + (2 \cdot 7,5 - 4) + \frac{3,14 \cdot 3,4}{2} = 19,74 \text{ м.}$$

Плотность ρ_a можно определить из уравнения состояния газа. Таким образом получим

$$\rho_a = \frac{P^*}{R \cdot T_a} = \frac{101300 + 2433,15}{287,15 \cdot 290,03} = 1,245 \text{ кг/м}^3.$$

Потери полного давления

$$\Delta P = 0,11 \cdot \left(\frac{5 \cdot 10^{-5}}{\sqrt{0,3375}} \right)^{0,25} \cdot \frac{19,74 \cdot 1,245 \cdot 20^2}{\sqrt{0,3375}} = 179,3 \text{ Па.}$$

Уравнение газодинамической функции для давления в сечении соплового аппарата ЛАВП записывается следующим образом (рис. 3):

$$\pi(\lambda_1) = \frac{P_{окр}}{(P^* - \Delta P)} = \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda_1^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}.$$

Отношение

$$\frac{P_{окр}}{(P^* - \Delta P)} = \frac{101300}{101300 + 2433,15 - 179,3} = 0,978.$$

Проведя несложные вычисления, получим значение безразмерной скорости для сечения соплового аппарата равное $\lambda_1 = 0,19$. При этом значении безразмерной скорости скорость истечения воздуха через сопла должна составлять:

$$c_1 = \lambda_1 \cdot a_{кр} = 0,19 \cdot 311,71 = 59,225 \text{ м/с.}$$

Температурная газодинамическая функция для области соплового аппарата имеет вид:

$$\tau(\lambda_1) = \frac{T_1}{T_a} = 1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda_1^2 = 1 - \frac{1,4 - 1}{1,4 + 1} \cdot 0,19^2 = 0,994.$$

Получим температуру воздушной струи, истекающей из сопла:

$$T_1 = 0,994 \cdot T_a = 0,994 \cdot 290,03 = 288,29 \text{ К.}$$

Теперь имеются все необходимые параметры воздушной струи, истекающей из сопла воздушной подушки ЛАВП, подставив которые в уравнение состояния газа, можно узнать плотность газа в этой струе ρ_1 (см. рис. 3):

$$\rho_1 = \frac{P_{окр}}{R \cdot T_1} = \frac{101300}{287,15 \cdot 288,29} = 1,223 \text{ кг/м}^3.$$

Вычислим суммарную площадь всех сопел в подушке судна.

$$\text{Итак } F_{\Sigma} = \frac{Q}{\rho_1 \cdot c_1} = \frac{13,5}{1,223 \cdot 59,225} = 0,186 \text{ м}^2.$$

Площадь одного отверстия равна $F = \frac{\pi \cdot d^2}{4} = 0,00196 \text{ м}^2$ и общее число этих отверстий $n = \frac{F_{\Sigma}}{F} = \frac{0,186}{0,00196} = 94,9$ или, округлив, 95 сопел.

Найдём подъёмную силу T , которую создают вместе все сопла воздушной подушки, суммарный реактивный эффект от истекающего со скоростью около 60 м/с воздуха.

Подъёмная сила может быть выражена через массовый секундный расход газа $\dot{m}$ (кг/с) и ту же скорость истечения $c_1 = 59,225 \text{ м/с}$: $T = \dot{m} \cdot c_1$ (Н).

Массовый секундный расход воздуха равен $\dot{m} = Q \cdot \rho_1 = 13,5 \cdot 1,223 = 16,5 \text{ кг/с}$.

Подъёмная сила сопел ЛАВП: $T = \dot{m} \cdot c_1 = 16,5 \cdot 59,225 = 977,8 \text{ Н}$.

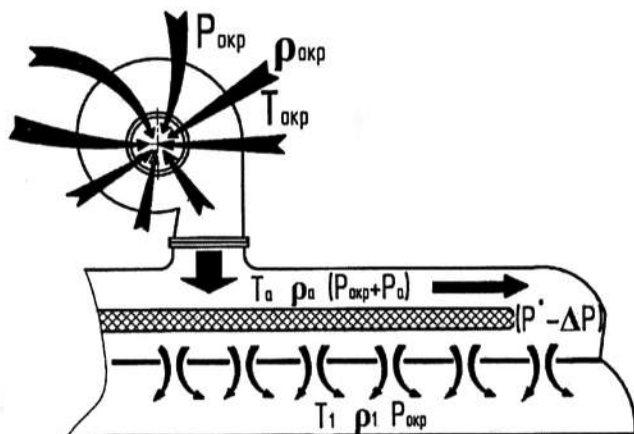


Рис. 3. Параметры воздушного потока в различных сечениях судна на воздушной подушке

$$\text{Тяговооружённость ЛАВП: } \frac{T}{G_{\text{ЛАВП}} \cdot g} = \frac{977,8}{3000 \cdot 9,8} = 0,033.$$

Полученное значение более-менее близко к интервалу тяговооружённости ЛАВП, как класса транспортных машин. Это интервал от 0,04 до 0,1.

Отсюда следует невозможность перераспределением потоков воздуха в сопловом аппарате воздействовать на различные части ЛАВП, будь то нос или корма, приподнимать или опускать, осуществлять эффективное управление, повышать остойчивость. Маловероятно, что такое негативное явление, как «зарывание» носа судна можно излечить подачей воздуха в носовую часть, отбирая его от кормы. ЛАВП не ракета. Нос не «вынырнет» и не взлетит от реактивного эффекта воздушной струи потому, что эффект этот крайне мал. Воздух распределится равномерно под днищем и восстанавливающего момента не получится.

Более действенным и простым способом борьбы с «зарыванием» является аэродинамический эффект от крыла, устанавливаемого в носовой части ЛАВП. На больших скоростях движения момент тангажа нейтрализуется подъёмной силой крыла [6].

Летательный аппарат на воздушной подушке, дополнительно снабжается подъёмным аэродинамическим крылом, закреплённым на несущих элементах корпуса судна в носовой его части, при этом крыло установлено под углом атаки 4-5 градусов.

Угол атаки, равный 4-5 град., является оптимальным углом для эффективной работы крыла, применительно к ЛАВП. При таком угле атаки образуется максимальная подъёмная сила при минимальном лобовом сопротивлении крыла. При увеличении угла атаки за выбранный диапазон значительно возрастает сила сопротивления давления, которая обусловлена разностью давлений в точках крыла и направлена против движения судна. При выборе углов атаки ниже 4 град. наблюдается стремительное снижение подъёмной аэродинамической силы

крыла до нулевой отметки, вплоть до появления обратного эффекта.

При движении судна возникающее во время манёвра или при сильном волнообразовании явление «вспахивания» нейтрализуется подъёмной аэродинамической силой, возникающей на крыле.

Библиографический список

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. Часть 1 / Г.Н. Абрамович. — М.: Наука. 1991. — 601 с.: ил.; Главная редакция физико-математической литературы.
2. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. Часть 2 / Г.Н. Абрамович. — М.: Наука. 1991. — 305 с.: ил.; Главная редакция физико-математической литературы.
3. Дейч М. Е. Техническая газодинамика. — Изд. 2-е, перераб. / М.Е. Дейч. — М.-Л.: Госэнергоиздат, 1961. — 671 с.: с черт. и ил.
4. <http://www.wikipedia.org> — универсальная интернет-энциклопедия «Википедия».
5. Патент России № 2256569 В60V1/12 «Аппарат на воздушной подушке (варианты)»: заявитель: Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского» (ЦАГИ).
6. Патент России № 2008140468/22 В60V1/18 «Судно на воздушной подушке»: заявитель: Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Омский государственный технический университет» (ОмГТУ).

БАВИЛОВ Игорь Сергеевич, аспирант кафедры «Авиа- и ракетостроение», инженер лаборатории технических средств обучения учебно-методического управления.

E-mail: vava-igg@mail.ru

Дата поступления статьи в редакцию: 16.02.2009 г.
© Вавилов И.С.

УДК 621.181.76

**А. Г. МИХАЙЛОВ
Д. С. РОМАНЕНКО**

Омский государственный
технический университет
ОАО АК «Омскгазрегат»

МЕХАНИЗМ ГОРЕНИЯ ЖИДКОГО ТОПЛИВА

В статье рассматривается механизм горения подвижной капли жидкого топлива. Приведены уравнение движения и выражения, описывающие процессы тепло-массообмена на границе раздела фаз жидкость-газ.

Ключевые слова: жидкое топливо, капля, горение, распыление.

В топочных устройствах жидкое топливо сжигается в распыленном состоянии, в виде капель в потоке воздуха. Горение происходит в газообразной фазе, поскольку процессу горения капли всегда предше-

ствует процесс испарения с ее поверхности [1]. Поступившая в топочное устройство капля прогревается и начинает испаряться. Вокруг капли образуется сферическая зона, насыщенная парами испаряю-