

doi: 10.32620/oikit.2019.86.06

УДК 629.357-182.31.01

А.Г. Гребеников, В.П. Люшнин
Т.Б. Богачева, Л.А. Мальков

Технологическое оборудование на воздушных подушках скольжения - применение в самолетостроении, расчет параметров

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Рассматриваемое технологическое оборудование относится к напольным транспортным средствам на воздушных подушках, работающих от цеховой пневмосети. В основу их конструкций положен модульный принцип. Представлена типовая конструкция такого оборудования, оснащенного надувными баллонными ограждениями. Показана эффективность использования их в самолетостроении. При выполнении межоперационных перемещений они обеспечивают экономию производственных площадей за счет компактного размещения самолетов в сборочных цехах. При выполнении монтажно-стыковочных операций предлагаемое оборудование не требует точного совмещения стыкуемых агрегатов и упрощает процесс стыковки тяжелых агрегатов. Оборудование также позволяет провести циклические наземные испытания поворотного крыла самолета с нагрузками, близкими к полетным. Тем самым исключает возможные аварийные ситуации при летных испытаниях и обеспечивает сохранность дорогостоящих изделий. При выполнении погрузочно-разгрузочных операций применение воздушных подушек скольжения позволяет уменьшить массу погрузочного оборудования, а также сократить время и стоимость этих операций. Большинство исследователей из-за малых зазоров потока между баллонным ограждением и опорной поверхностью пола считают течение вязким и ламинарным. Здесь предложен новый подход. Основан он на турбулентном режиме истечения из воздушной подушки. Подтверждение этому получаем исходя из замены реального воздушного тракта на эквивалентный круглого сечения. В результате конфигурация канала истечения преобразуется в короткое конфузорно-диффузорное сопло с малой протяженностью вдоль потока. А такие сопротивления считаются турбулентными. В качестве первого турбулентного дросселя выступает регулятор расхода воздуха на входе в опору. Исходя из этого, предложены методики расчетов, которые позволяют определить расходные, энергетические и удельные показатели как единичных модулей на воздушных подушках, так и систем на их основе. Приведены сведения необходимые конструктору, чтобы решать актуальные задачи в самолетостроении и других областях техники.

Ключевые слова: самолетостроение; оборудование; воздушная подушка; скольжение; тяжелые грузы; транспортировка; монтаж; испытание; погрузка; преимущества; пособие конструктору.

Введение

Принцип воздушной подушки (ВП) заключается в создании подъемной силы путем формирования зоны избыточного давления между аппаратом и опорной поверхностью, относительно которой происходит движение.

Существуют воздушные подушки скольжения (ВПС) с надувными баллонными ограждениями (БО), которые работают от цеховой пневмосети высокого давления ($\Delta P_s = 0,5 \text{ МПа}$) и эксплуатируются внутри производственных помещений с гладкой поверхностью пола. Известны фирмы, которые занимаются изготовлением такого оборудования. К ним относятся Solving (Финляндия)

[1], Aero Go (США) [2], Air Barge Company [3], LKS AG (Швейцария) [4] и другие. Однако методов расчета такого оборудования они не приводят.

Существуют также другие ВП с БО низкого давления, которые работают от электро или мото нагнетателей (вентиляторов), которые менее требовательны к качеству опорной поверхности (пола). Они характеризуются низким давлением ($\Delta P_n \leq 20 \text{ кПа}$), большими габаритами, а воздушные зазоры истечения h_o в несколько раз больше, чем в ВПС. Методы расчета технологического оборудования на их основе изложены в работе [5].

Технологическое оборудование на ВП по сравнению с традиционным обладает рядом преимуществ. К ним относятся: отсутствие сосредоточенных нагрузок на пол; легкое скольжение при перемещении; работа в ограниченном пространстве; малая собственная масса при большой грузоподъемности; экологичность; высокая маневренность и мобильность; простота конструкции и хорошие удельные технические показатели.

Цель работы – показать решение актуальных задач с помощью ВПС в самолетостроении при выполнении транспортировочных, монтажных, испытательных и погрузочных операций. Кроме того представить методики расчета технических характеристик ВПС и сведения, необходимые конструктору-расчетчику.

1. Типовая конструкция технологического оборудования на воздушных подушках скольжения

Рассматриваемое технологическое оборудование относится к напольным транспортным средствам на воздушной подушке (ТСВП). В основу такого транспорта положен модульный принцип. Компоненткой опор скольжения на ВП (ОСВП) можно сформировать ТСВП различной грузоподъемности и различного назначения.

Но независимо от типа, назначения и конструктивного исполнения ТСВП имеют в своем составе следующие общие элементы (рис.1): опоры скольжения на ВП 1; грузовую платформу 2; приводное колесо 3; поручень 4; пульт управления 5 и эстакаду со шлангом 6.

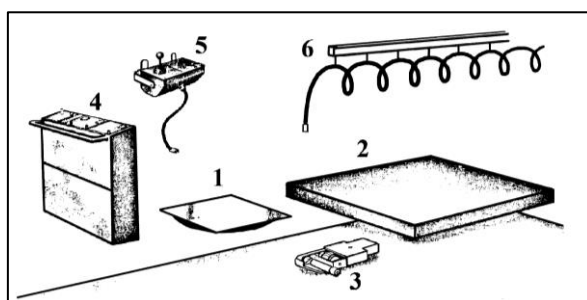


Рис.1. Типовая конструкция напольного ТСВП

Основными рабочими органами оборудования (напольного транспорта) являются опоры скольжения на воздушной подушке (ОСВП). Конструктивно они представляют собой проточные камеры, которые снабжены надувными ограждениями баллонного типа (БО). Такие ограждения играют роль уплотнений следящего действия и уменьшают утечки воздуха из зоны воздушной подушки. Рассмотрим конкретный пример конструктивного исполнения ОСВП (рис. 2).

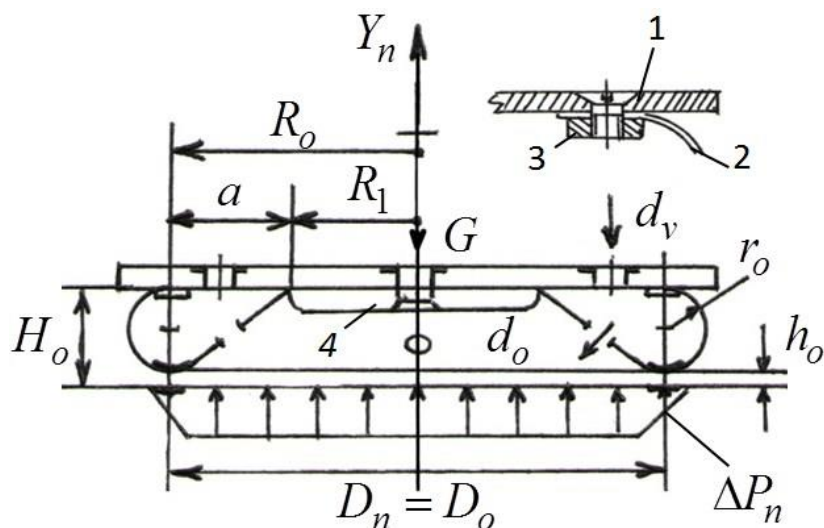


Рис. 2. Конструктивная схема ОСВП

На рис.1 и 2 показана опора, которая формирует воздушную подушку только при непосредственной установке ее на транспортировочном оборудовании. Она содержит листовую квадратную панель 1, на нижней поверхности которой закреплена торообразная надувная оболочка – баллонное ограждение 2. Оболочка закреплена на панели 1 внешним кольцом 3 и внутренним диском 4. Воздух из воздуховодов, расположенных в транспортировочном оборудовании, сначала поступает через отверстия на входе в оболочку d_v и раздувает ее. Затем через отверстия в оболочке d_o заполняет зону ВП и истекает наружу через минимальный зазор h_o между оболочкой и опорной поверхностью (рис. 2). Благодаря воздушной прослойке силы трения уменьшаются и могут составить 1/1000 от внешней нагрузки G . При прекращении подачи воздуха устройство под действием груза опускается на посадочные элементы. Они могут быть расположены либо на опоре, либо на транспортировочном оборудовании.

2. Использование технологического оборудования на ВП в самолётостроении

Межоперационная транспортировка изделий.

Схема ТСВП для межоперационной (межстендовой) транспортировки самолетов показана на рис.3,а. Там же (рис.3,б) приведен конкретный пример использования такого оборудования [6,7]. Масса транспортируемого самолета составляет 30 тонн, а усилие для перемещения – всего 900 ньютонов.

Технологическое оборудование в виде отдельных платформ на воздушной подушке (ПВП) обеспечивают гибкий маршрут движения. При необходимости осуществляется выход с маршрута движения отдельных транспортных единиц без остановки конвейерной линии.

ТСВП отличаются небольшими капитальными затратами, экономией производственных площадей за счет компактного размещения самолетов, а также пожаробезопасностью и быстрой сменой объектов производства. Увеличение числа самолетов в сборочном цехе позволяет увеличить их выпуск на тех же производственных площадях.

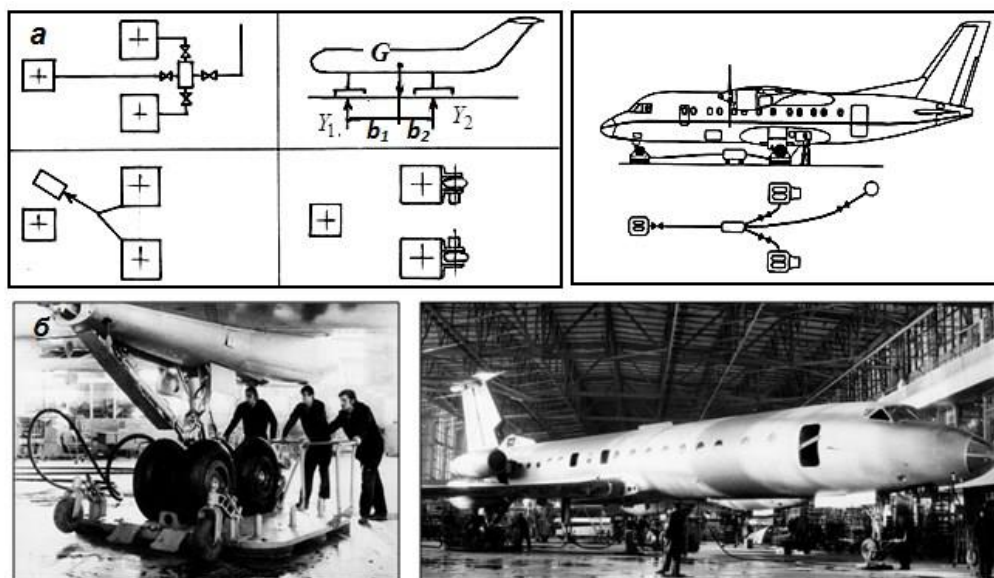


Рис. 3 .Схема ТСВП для перемещения самолета по сборочному цеху (а).
Пример транспортировки самолета (б)

Выполнение монтажно-стыковочных операций.

Примеры стыковки агрегатов в самолетостроении показаны на рис. 4 (а, б, в). Там же приведена реальная конструкция для стыковки больших агрегатов (масса агрегата 40 тонн).

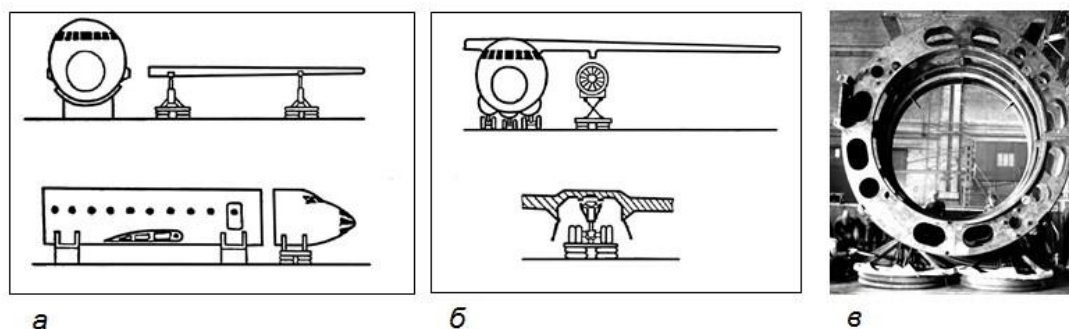


Рис. 4. Примеры стыковки агрегатов в самолетостроении

Техпроцессы стыковки – монтажа с применением ВП не требуют точного совмещения стыкуемых агрегатов, так как воздушные опоры, являясь пневмоупругими элементами, обладают податливостью (обжатием) в вертикальной плоскости, и в тоже время легко скользят в горизонтальной плоскости. При этом усилия, действующие на стык из-за неточного совмещения агрегатов, определяются только жесткостью пневмоопор. Величина этих усилий очень мала и может составлять всего несколько ньютонов при массе стыкуемого агрегата в несколько тонн.

Циклические наземные испытания поворотного крыла самолета.

Механизмы, осуществляющие изменение геометрии крыла в полете, являются наиболее нагруженными и ответственными элементами самолета. Чтобы их испытать в наземных условиях самолет подвешивают через консоли

крыла с помощью специальных платформ на воздушных подушках, которые дополнительно снабжены пневмоподъёмниками (рис. 5).

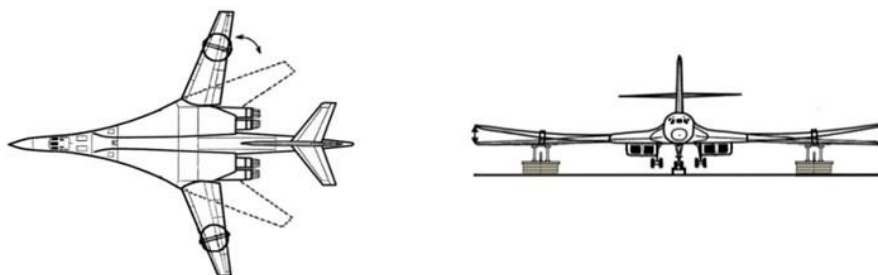


Рис. 5. Схема проведения циклических наземных испытаний подвижных консолей крыла самолета с помощью технологического оборудования на ВП

При поворотах нагруженного крыла воздушные подушки уменьшают силу трения до минимума. Кроме того, движение платформ отличается от круговой траектории. Это обусловлено тем, что деформации крыла при повороте изменяются. Вследствие этого платформы либо приближаются, либо удаляются от круговой траектории. ВП обеспечивает и эту степень свободы перемещения.

Конструктивное решение согласно рис. 5 позволяет провести циклические повороты консолей крыла в наземных условиях и с нагрузками, близкими к полётным значениям.

Необходимость таких испытаний состоит в том, чтобы предупредить возможные аварийные ситуации при летных испытаниях и тем самым обеспечить сохранность дорогостоящих изделий.

Выполнение погрузочно-разгрузочных операций.

Все приведенные выше устройства на ВП можно использовать в качестве погрузчиков. Они обеспечивают погрузку грузов в замкнутые объемы – морские контейнеры, в грузовые самолеты, на складах и в других местах, где применение традиционного оборудования либо невозможно, либо нецелесообразно.

На рис. 6 приведен пример загрузки моногрузов в самолет Ан-124-100. Масса моногруза составляет 130 тонн. В этом случае уменьшается масса погрузочного оборудования, обеспечивается независимость от места проведения погрузки. Кроме того сокращается время и стоимость погрузочно-разгрузочных операций. Система запатентована.

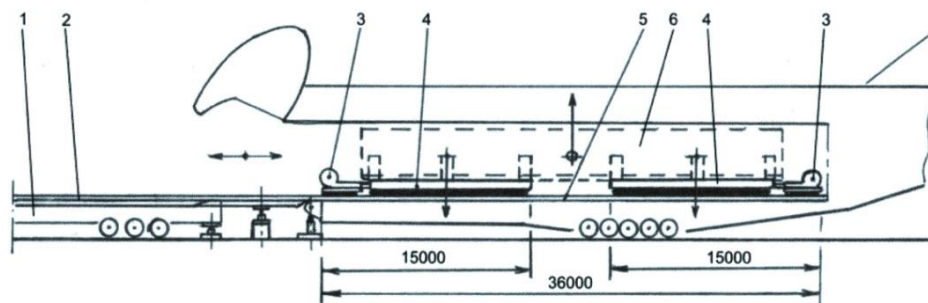


Рис.6. Загрузка моногрузов в самолет Ан-124-100 с применением ВП:
1 – трейлер; 2 – настил трейлера; 3 – нагнетатель; 4 – платформа на ВП;
5 – дорожка-настил; 6 – моно-груз.

Технические данные к рис. 6: грузоподъемность системы – 140 тс; масса груза – 130т; габариты ПВП – 15х4х0,3м; усилие перемещения – 7,0 кН; давление нагнетателя – 18 кПа; производительность нагнетателя – 4 м³/с; мощность двигателей – 2×140 л. с.

Погрузчики на ВП имеют еще и другие достоинства. Основным из них является отсутствие сосредоточенных нагрузок на пол (см. рис.7).

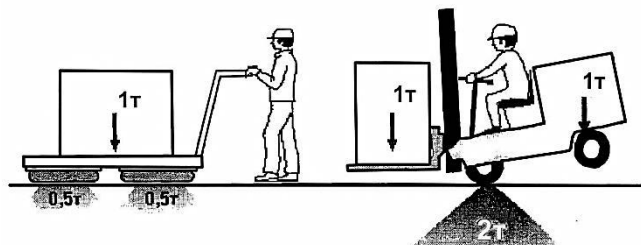


Рис 7. Удельное давление на пол от ВП существенно уменьшается

Опоры скольжения на ВП находят применение и в других областях техники и транспорта.

Например, в скоростном наземном транспорте для быстрой доставки грузов в контейнерах [8]. Аппарат на ВП с 40-футовым контейнером на борту движется со скоростью 500 км/ч над эстакадой, которая снабжена арочным укрытием. Такой транспорт является беспилотным, экологичным, а режим эксплуатации круглогодичный и независимый от метеоусловий окружающей среды.

3. Расчетные показатели воздушных подушек скольжения

Будем рассматривать транспортную систему, которая представлена на рис. 1. Ее основными рабочими элементами являются ОСВП, которые показаны на рис. 2. Допустим, ставится задача о перемещении груза общей массой $m_o = 20$ тонн. В этом случае нагрузка на 1 опору составит $m_1 = 5$ тонн.

Особенности эксплуатации ТСВП.

Практика эксплуатации напольных ТСВП в условиях авиационных предприятий (пол – шлифованная мраморная крошка) свидетельствует о том, что зазор истечения принимает значение $h_o = 0,1$ мм.

Для нормальной эксплуатации ТСВП подходят следующие поверхности пола - эпоксидный пол, шлифованная мраморная крошка, пленочное покрытие из полиэтилена, линолеум и окрашенный бетонный пол.

Определение габаритных размеров круглых ВП.

Далее будет показано, что круглая ВП имеет диаметр D_n , который совпадает с конструктивным диаметром D_o , т.е.

$$D_n = D_o.$$

Диаметр D_n определяем из условия равновесия внешней загрузки

$$G = m \cdot g$$

и подъемной силы воздушной подушки

$$Y_n = (p_n - p_a) \cdot S_n = \Delta p_n \cdot S_n,$$

где $S_n = \pi \cdot D_n^2 / 4$ – площадь воздушной подушки в м². Получим:

$$D_n = 2 \sqrt{\frac{m \cdot g \cdot \bar{p}_n}{\pi \cdot p_a (1 - \bar{p}_n)}} = 1,1179 \cdot 10^{-2} \cdot \sqrt{\frac{\bar{p}_n}{1 - \bar{p}_n}} \cdot \sqrt{m}, \quad (1)$$

где $\bar{p}_n = p_a / p_n$ – относительное давление в ВП;

g – ускорение силы тяжести ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$);

p_a – атмосферное давление ($p_a = 0,1 \text{ МПа}$);

p_n – давление в ВП, m – масса поднимаемого груза (кг);

Δp_n – избыточное давление в ВП.

Оно определяется из выражения

$$\Delta p_n = p_n - p_a = p_a \frac{1 - \bar{p}_n}{\bar{p}_n} \quad (2)$$

Согласно формуле (1) диаметр D_n зависит от массы поднимаемого груза m и относительно давления \bar{p}_n в ВП. В нашем примере $m_1 = 5000 \text{ кг}$. Зададим \bar{p}_n равным $\bar{p}_n = 0,5$. Согласно формуле (1) получим $D_n = 0,8 \text{ м}$.

Геометрия баллонного ограждения.

Рассматриваем случай, когда давление в зоне ВП p_n поддерживается примерно одинаковым с давлением p_o в оболочке ограждения, т.е. $p_n \approx p_o$ (рис.8). Достигается это путем увеличения площади потока втекающего в зону ВП по сравнению с площадью вытекания из нее $f_i = \pi \cdot D_n \cdot h_o$.

В этом случае профиль гибкого контура оболочки состоит из криволинейного участка $l_{кр}$, нагруженного постоянным избыточным давлением Δp_n , из прямолинейного $l_{пр}$ без нагрузки в зоне ВП, а между ними – из сопла истечения с переменной нагрузкой $\Delta p_x = p_n - p_x$ (где p_x – переменное давление в потоке истечения) и переменным радиусом кривизны (рис.8).

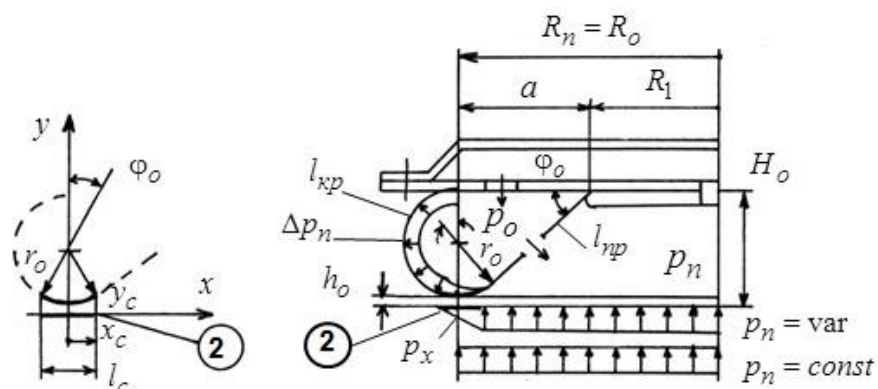


Рис.8. Приближенный профиль баллонного ограждения

Баллонное ограждение круглой ВП характеризуется следующими геометрическими параметрами: радиусами закрепления оболочки R_0 и R_1 , расстоянием a между точками закрепления оболочки, радиусом r_0 на внешнем участке оболочки, общей длиной контура оболочки l_0 , высотой подъема H_0 , зазором истечения h_0 , а также углом φ_0 на внутренней кромке закрепления оболочки.

Сопло истечения является конфузурно-диффузорным, его протяженность очень мала и составляет всего несколько миллиметров ($l_c \sim 15$ мм). Поэтому есть основания контур заменить участком окружности с радиусом r_0 . Тогда общая длина гибкого контура составит $l_0 = l_{кр} + l_{нр}$ (рис.8).

На конфузурном участке скорость потока резко возрастает до максимальной v_i , а на диффузорном, наоборот, резко уменьшается до минимальной. Давление также резко падает до атмосферного p_a .

Как показано на рис. 8 переменное давление на участке сопла истечения можно заменить на постоянное и в этом случае диаметр ВП D_n приближается к конструктивному диаметру D_0 , т.е. $D_n = D_0$.

Согласно рис.8 имеем следующие формулы для определения геометрических параметров баллонного ограждения и сопла истечения:

$$\begin{aligned} R_n &= R_0 = R_1 + a; & x_c &= r_0 \cdot \sin \varphi_0; \\ r_0 &= a \cdot \operatorname{tg} \frac{\varphi_0}{2}; & y_c &= r_0 \cdot (1 - \cos \varphi_0) + h_0; \\ l_{кр} &= r_0 \cdot \pi \left(1 + \frac{\varphi_0}{180} \right); & y_c &\approx y_{вых}; \\ l_{нр} &= a; & l_0 &= l_{кр} + l_{нр}; & H_0 &= 2r_0 + h_0 \end{aligned} \quad (3)$$

Параметры R_1 и a могут быть назначены конструктором. Например, $R_1 = 0,6R_0$ и $a = 0,4R_0$. Радиус оболочки r_0 следует выбирать либо из условия прочности материала оболочки, либо из условия подъема груза на определенную высоту. В нашем примере принимаем $r_0 = 20$ мм. Тогда согласно формулам (3) имеем геометрические параметры, которые сводим в таблицу 1.

Таблица 1

Геометрические параметры баллонного ограждения

R_0 , мм	R_1 , мм	a , мм	φ_0 , град	l_0 , мм	l_c , мм	y_c , мм	H_0 , мм	H_1 , мм	h_0 , мм
400	240	160	14,3	228	16	0,74	40,1	30,1	0,1

Сопло истечения из ВП – турбулентный дроссель.

Такое утверждение не является очевидным и требует пояснения. Поступаем следующим образом. Заменяем радиальные площади потока, истекающего из ВП, эквивалентным потоком круглого сечения. Конфигурация такого кана-

ла, заменяющего проточную часть ВП и распределение скорости потока вдоль него показаны на рис.9.

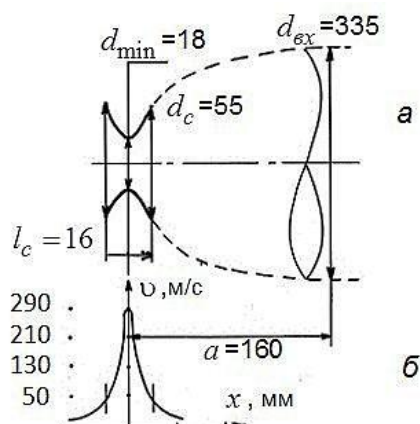


Рис.9. Конфигурация эквивалентного круглого канала, заменяющего проточную часть ВП (а) и распределение скорости потока вдоль него (б)

Согласно рис.9 сама конфигурация канала истечения преобразуется в короткое конфузурно-дифузурное сопло. При этом происходит очень резкое сужение, а потом такое же резкое расширение потока на достаточном коротком участке $l_c \approx 16$ мм. Отметим, что малая протяженность сопла истечения указывается и в других работах [9,10]. Как следствие скорость потока так же резко изменяется от малых до максимальных величин (рис.9,б). Текущие скорости потока v_x определяем из $v_x = Q_i / f_x$, где расход Q_i получаем из (5) или (6), а площадь потока f_x – из проточного тракта ВП. Чтобы получить минимальный диаметр сопла на рис.9, приравниваем кольцевую площадь истечения из ВП $f_i = \pi \cdot D_n \cdot h_o$ к условному круглому потоку $f_{\min} = \pi \cdot d_{\min}^2 / 4$. Получим $d_{\min} = 2\sqrt{D_n \cdot h_o} \approx 18$ мм.

Следовательно, отношение длины сопла истечения l_c к его минимальному диаметру d_{\min} составляет $l_c / d_{\min} \approx 1$. А такие пневматические сопротивления (дрессели) считаются турбулентными [11]. На рис. 8 он обозначен цифрой 2 (на выходе из ВП). Этот вывод является очень важным, так как многие исследователи [9,10] из-за малого зазора истечения ($h_o \approx 0,1$ мм) считают течение ламинарным, которое принципиально отличается от турбулентного течения.

Определение расходных характеристик воздушных подушек скольжения.

Конструктивная схема круглой воздушной подушки с баллонным ограждением представляет собой проточную камеру с турбулентными дресселями на входе 1 и на выходе из нее 2 (рис. 10).

В качестве первого дресселя выступает регулятор расхода воздуха на входе в ОСВП (после раздаточного ресивера, где устанавливается избыточное

давление Δp_j , рис. 10). В качестве второго турбулентного дросселя (как мы установили выше) выступает сопло истечения из ВП.

При расчете объемных и массовых расходов используем упрощенные формулы адиабатического течения газа через турбулентные дроссели [11]

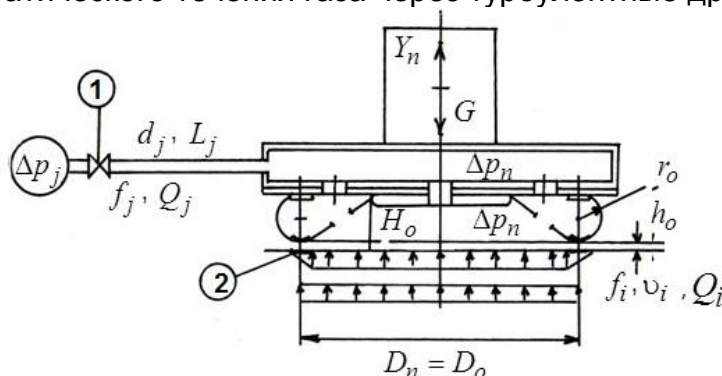


Рис. 10. Схема круглой ВП в виде проточной камеры с двумя турбулентными дросселями на входе и выходе из нее (1 и 2)

Различают докритические режимы истечения (D), когда относительное давление в ВП $\bar{p}_n = p_a / p_n > 0,5$ (p_a - атмосферное давление, p_n - давление в ВП, скорость истечения v_i дозвуковая) и надкритическое истечение (H), когда относительное давление $\bar{p}_n \leq 0,5$ (скорость истечения v_i - звуковая).

Расход воздуха через опору определяется площадью истечения из ВП f_i , а также максимальной скоростью v_i . Из условия равенства эффективных площадей потока на входе и выходе из ВП $f_j = f_i$ ($f_j = \pi d_j^2 / 4$ и $f_i = \pi D_n h_o$) получим диаметр воздуховода на участке «раздаточный ресивер – ОСВП» (рис. 10):

$$d_j = 2\sqrt{D_n \cdot h_o} \quad (4)$$

При докритическом истечении из ВП (D) для расчета объемных Q_i и массовых Q_m расходов используем следующие формулы [6,11]:

$$f_i = \pi D_n h_o; \quad v_i = \mu \cdot \sqrt{RT} \cdot \sqrt{\frac{1 - \bar{p}_n}{\bar{p}_n}} = 290 \cdot \sqrt{\frac{1 - \bar{p}_n}{\bar{p}_n}}; \quad (D) \quad (5)$$

$$Q_i = f_i \cdot v_i = 290 \cdot f_i \cdot \sqrt{\frac{1 - \bar{p}_n}{\bar{p}_n}};$$

$$Q_m = \rho \cdot Q_i = 344,7 \cdot f_i \cdot \sqrt{\frac{1 - \bar{p}_n}{\bar{p}_n}}; \quad \bar{p}_n > 0,5$$

Формулы для надкритического истечения из ВП (H) получим из (5) путем подстановки относительного давления $\bar{p}_n = 0,5$. Получим:

$$f_i = \pi D_n h_o; \quad v_i = 290; \quad (Q_i)_{\max} = f_i \cdot v_i = 290 f_i;$$

$$(Q_m)_{\max} = \rho \cdot (Q_i)_{\max} = 344,7 f_i; \quad (H) \quad (6)$$

$$\bar{p}_n \leq 0,5$$

Здесь: R - газовая постоянная окружающей среды ($R = 287,14$ Дж/кг·град); T - абсолютная температура окружающей среды в градусах Кельвина ($T = 293^\circ$ К); ρ - плотность воздуха; μ - коэффициент скорости ($\mu = 1/\sqrt{1+\xi} = 0,707$); ξ - коэффициент сопротивления потока при внезапном расширении ($\xi = 1$).

С помощью формул (1), (4), (5) и (6) можно определить расходные характеристики пневмоопор с различными режимами истечения из ВП (D и H), обладающие разной грузонесущей способностью m и разными диаметрами воздушных подушек D_n . Полученные данные позволяют построить графические зависимости объемного расхода Q_i , диаметра подачи воздуха в опору d_j , площади истечения из ВП f_i и массы груза m от диаметра опоры D_n , т. е. $Q_i(D_n)$, $d_j(D_n)$, $f_i(D_n)$ и $m(D_n)$. Эти графики приведены на рис.11.

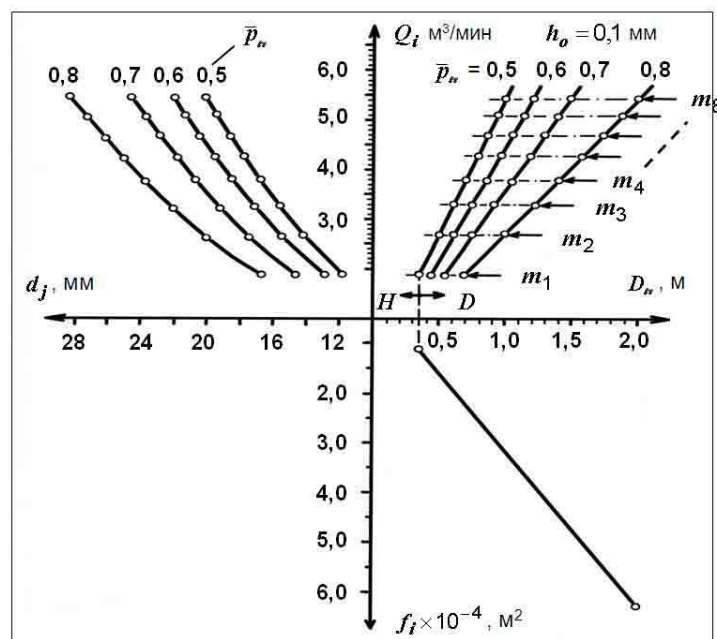


Рис.11. Зависимости $Q_i(D_n)$, $d_j(D_n)$, $f_i(D_n)$, $m(D_n)$

при давлении $\bar{p}_n = 0,5$, $\bar{p}_n = 0,6$, $\bar{p}_n = 0,7$, $\bar{p}_n = 0,8$ и зазоре $h_o = 0,1$ мм.

Массы $m_1 = 1$ т, $m_1 = 2$ т ... $m_8 = 8$ т.

Определение потерь давления на участке «раздаточный ресивер – ОСВП».

Пневмосопротивление 1 характеризуется относительным давлением $\bar{p}_j = p_n/p_j$ на входе в опору (в раздаточном ресивере), а пневмосопротивление 2 - давлением $\bar{p}_n = p_a/p_n$ (в воздушной подушке). Делаем допущение о

равенстве эффективных площадей турбулентных дросселей, т. е. $f_j = f_i = \pi D_n h_o$ (рис.10).

Турбулентные дроссели могут иметь докритическое течение воздуха (D), когда $\bar{p}_n > 0,5$, $\bar{p}_j > 0,5$ и надкритическое течение (H), когда $\bar{p}_n \leq 0,5$, $\bar{p}_j \leq 0,5$. Известно [11], что при равенстве площадей $f_j/f_i = 1$, надкритический режим истечения (H) может устанавливаться только в последнем дросселе на выходе. В нашем случае на дросселе 2.

Для получения докритических режимов истечения через оба дросселя ($D-D$) необходимо использовать равенство массовых расходов Q_{mj} через первый и Q_{mi} через второй дроссели, т.е.:

$$\begin{aligned} Q_{mj} &= Q_{mi} \quad ; \quad D-D \\ Q_{mj} &= \mu \cdot f_j \cdot p_j \sqrt{\frac{2}{RT}} \cdot \sqrt{\bar{p}_j(1-\bar{p}_j)} \quad ; \quad \bar{p}_n > 0,5 \\ Q_{mi} &= \mu \cdot f_i \cdot p_n \sqrt{\frac{2}{RT}} \cdot \sqrt{\bar{p}_n(1-\bar{p}_n)} \quad \bar{p}_j > 0,5 \end{aligned} \quad (7)$$

Для получения сочетания режимов истечения $D-H$ (докритическое D на 1 дросселе и надкритическое H на 2 дросселе) необходимо использовать равенство расходов через дроссели в следующем виде:

$$\begin{aligned} Q_{mj} &= (Q_{mi})_{\max} \quad ; \quad D-H \\ Q_{mj} &= \mu \cdot f_j \cdot p_j \sqrt{\frac{2}{RT}} \cdot \sqrt{\bar{p}_j(1-\bar{p}_j)} \quad ; \quad \bar{p}_j > 0,5 \\ (Q_{mi})_{\max} &= \mu \cdot f_i \cdot p_n \sqrt{\frac{1}{2RT}} \quad \bar{p}_n \leq 0,5 \end{aligned} \quad (8)$$

С помощью уравнений (7) для режимов истечения $D-D$ получим связь между давлениями (избыточным и относительным) в раздаточном ресивере (на входе в ВП) и относительным давлением \bar{p}_n в ВП:

$$\begin{aligned} \frac{p_a}{p_j} &= \frac{\bar{p}_n}{\bar{p}_n(1-\bar{p}_n)+1} = F_1(\bar{p}_n); \quad D-D \\ \bar{p}_j &= \frac{1}{\bar{p}_n(1-\bar{p}_n)+1} = F_2(\bar{p}_n) \quad \bar{p}_n \leq 0,5, \quad \bar{p}_j > 0,5 \end{aligned} \quad (9)$$

С помощью уравнений (8) для режимов истечения $D-H$ получим связь между давлениями в раздаточном ресивере (на входе в ВП) и относительным давлением \bar{p}_n в ВП:

$$\frac{p_a}{p_j} = 0,8\bar{p}_n = F_3(\bar{p}_n); \quad \bar{p}_j > 0,5; \quad \bar{p}_n \leq 0,5; \quad D-H \quad (10)$$

где $p_a/p_j = \bar{p}_n \cdot \bar{p}_j$.

С помощью уравнений (9) и (10) конструктор может легко определить давления в раздаточном ресивере для заданного давления \bar{p}_n в ВП.

Например, для нашей опоры с давлением $\bar{p}_n=0,5$ получим:

$$\bar{p}_n = p_a / p_n = 0,5; p_n = p_a / \bar{p}_n = 2p_a; \Delta p_n = p_n - p_a = p_a;$$

$$\bar{p}_j = p_n / p_j = 0,8; p_j = p_n / \bar{p}_j = 2,5p_a; \Delta p_j = p_j - p_a = 1,5p_a$$

Удельные показатели воздушных подушек скольжения.

Для конструктора важно знать удельные показатели ОСВП и транспортной системы в целом. К таким показателям относятся: удельный расход воздуха на единицу периметра Π_i истечения Q_i / Π_i ($\text{м}^3/\text{мин} \cdot \text{м}$); удельный расход воздуха на 1 тонну поднимаемого груза Q_i / m ($\text{м}^3/\text{мин} \cdot \text{т}$); а также энергетические затраты потока на подъем 1 тонны груза N_j / m (кВт/т). Здесь N_j - гидравлическая мощность потока на входе в опору (в раздаточном ресивере). Определяем ее из выражения $N_j = \Delta p_j \cdot Q_i \cdot 10^{-3}$ (кВт).

С помощью графиков на рис.11. определяем необходимые параметры ВП: массу груза m , диаметр ВП D_n , объемный расход воздуха Q_i ($\text{м}^3/\text{мин}$), относительное давление \bar{p}_n , диаметр воздуховода на входе в ВП d_j и площадь истечения из ВП f_i .

С помощью этих данных вычисляем удельные показатели Q_i / Π_i и Q_i / m в функции от относительного давления \bar{p}_n . Графики приведены на рис. 12.

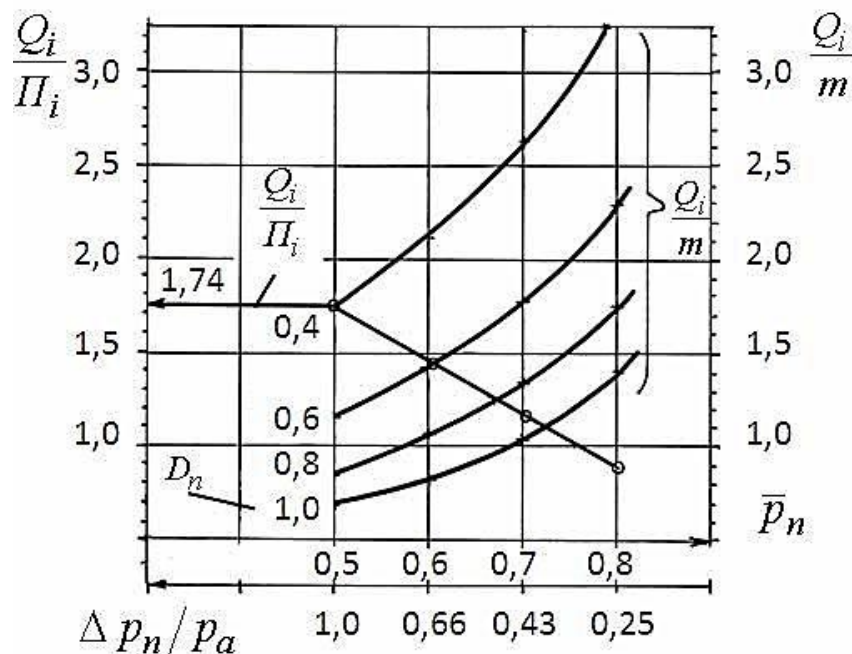


Рис.12. Зависимости удельных показателей Q_i / Π_i , Q_i / m в функции от относительного давления \bar{p}_n в ВП.

Для нашего примера имеем: масса поднимаемого груза $m_1 = 5000$ кг и относительное давление $\bar{p}_n = 0,5$, избыточное давление в ресивере $\Delta p_j = 1,5 p_a$. Из графиков на рис.11 получаем диаметр ВП $D_n = 0,8$ м, расход воздуха $Q_i = 4,37$ м³/мин. Следовательно, гидравлическая мощность потока $N_j = \Delta p_j \cdot Q_i \cdot 10^{-3} = 10,6$ кВт.

В этом случае удельные показатели будут: $Q_i/P_i = 1,74$ м³/мин·м; $Q_i/m = 0,86$ м³/мин·т; $N_j/m = 2$ кВт/т.

Для всей транспортной системы состоящей из 4 опор, имеем: $\Sigma Q_i = 4 \cdot 4,37 = 17,5$ м³/мин; $\Sigma N_j = 4 \cdot 10,6 = 42$ кВт и $\Sigma m = 4 \cdot 5000 = 20000$ кг.

Сведения в выше приведенных разделах, помогут заводскому конструктору решать свои конкретные транспортировочные задачи.

Выводы

1. Показана эффективность использования технологического оборудования на воздушных подушках скольжения в самолетостроении (в процессах производства, наземных испытаниях и эксплуатации).
2. Предложены методики расчетов, которые позволяют определять расходные, энергетические и удельные показатели как единичных модулей на воздушных подушках, так и транспортных систем на их основе.
3. Авторы статьи готовы к сотрудничеству по данной тематике.

Список литературы

1. Системы перемещения тяжелых грузов на воздушных подушках (электронный ресурс). Режим доступа: <https://www.solving.com>
2. Фирма Aero Go, США (электронный ресурс). Режим доступа: <https://www.aerogo.com>
3. Белянин П. Н. Технологии и оборудование для производства широкофюзеляжных самолетов в США [Текст] / П. Н. Белянин. – М.: Машиностроение, 1979. – 256 с.
4. Проспект монтажного оборудования швейцарской фирмы «LKS AG» (электронный ресурс). Режим доступа: <https://www.lks.ch>
5. Люшнин В. П. Оборудование и транспорт на воздушной подушке с баллонным ограждением [Текст]: монография / В. П. Люшнин, В. Е. Гайдачук, Л. А. Мальков. - Х.: ФЛП Лысенко И. Б., 2012. – 230 с.
6. Люшнин В. П. Эстакадный и напольный транспорт на воздушной подушке [Текст] / В. П. Люшнин, Л. А. Мальков. – Х.: ФЛП Лысенко И. Б., 2012. – 230 с.
7. Воздушные подушки скольжения для перемещения самолета по сборочному цеху (электронный ресурс). Режим доступа: <https://www.youtube.com>
8. Скоростной эстакадно-трубопроводный контейнеровоз на воздушной подушке [Текст] / А. Г. Гребеников, В. П. Люшнин, Т. Б. Богачева, Л. А. Мальков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т. «ХАИ», 2018. – Вып. 81. – С. 35-43 (электронный ресурс). Режим доступа:

<https://www.researchgate.net/publication/328999366>

9. Дворянинов В. Г. Внутрицеховой транспорт на воздушной подушке [Текст] / В. Г. Дворянинов. – М. : Машиностроение, 1982. – 80 с.

10. Levy S. B. Аэростатический подшипник с гибкой мембраной [Текст] / S. B. Levy, C. H. Coogan // Проблемы трения и смазки, серия F, 1968, том 90, N3 - С. 235.

11. Дмитриев В. Н. Основы пневмоавтоматики [Текст] / В. Н. Дмитриев, В. Г. Градецкий. – М.: Машиностроение, 1973. – 360 с.

References

1. Sistemi peremeshhenija tjazhelyh gruzov na vozdushnyh podushkah (jelektronnyj resurs). Rezhim dostupa: <https://www.solving.com>

2. Firma Aero Go, SShA (jelektronnyj resurs). Rezhim dostupa: <https://www.aerogo.com>

3. Beljanin P. N. Tehnologii i oborudovanie dlja proizvodstva shirokofjuzel-jazhnyh samoletov v SShA [Tekst] / P. N. Beljanin. – М. : Mashinostroenie, 1979. – 256 s.

4. Prospekt montazhnogo oborudovanija shvejcarskoj firmy «LKS AG» (jelektronnyj resurs). Rezhim dostupa: <https://www.lks.ch>

5. Ljushnin V. P. Oborudovanie i transport na vozdushnoj podushke s balonnym ograzhdeniem [Tekst] : monografija /V. P.Ljushnin, V. E. Gajdachuk, L. A. Mal'kov.- H. : FLP Lysenko I. B., 2012. – 230 s.

6. Ljushnin V.P. Jestakadnyj i napol'nyj transport na vozdushnoj podushke [Tekst] / V. P. Ljushnin, L. A. Mal'kov. – H. : FLP Lysenko I. B., 2012.–230 s

7. Vozdushnye podushki skol'zhenija dlja peremeshhenija samoleta po sborochnomu cehu (jelektronnyj resurs). Rezhim dostupa: <https://www.youtube.com>

8. Skorostnoj jestakadno-truboprovodnyj kontejnerovoz na vozdushnoj podushke [Tekst] / A. G. Grebenikov, V. P. Ljushnin, T. B. Bogacheva, L. A. Mal'kov // Otkrytye informacionnye i komp'juternye integrirovannye tehnologii: sb. nauchn. tr. – H.:Nac. ajerokosm. un-t. «NAI», 2018. – Vyp. 81. – S. 35-43 (jelektronnyj resurs). Rezhim dostupa: <https://www.researchgate.net/publication/328999366>

9. Dvorjaninov V. G. Vnutricehovej transport na vozdushnoj podushke [Tekst] / V. G. Dvorjaninov. – М. : Mashinostroenie, 1982. – 80 s

10. Levy S. B. Аэростатический подшипник с гибкой мембраной [Текст] / S. B. Levy, S. N. Coogan // Problemy trenija i smazki, serija F, 1968, tom 90, N3 - S. 235.

11. Dmitriev V. N. Osnovy pnevmoavtomatiki [Tekst] / V. N. Dmitriev, V. G. Gradeckij. – М. : Mashinostroenie, 1973. – 360 s.

Поступила в редакцию 02.12.2019. Рассмотрена на редколлегии 12.12.2019

Технологічне обладнання на повітряних подушках ковзання - застосування в літакобудуванні. Розрахунок параметрів

Розглядається технологічне обладнання відноситься до підлогових транспортних засобів на повітряних подушках, що працюють від цехової пневмосети. В основу їх конструкцій покладено модульний принцип. Представлена типова конструкція такого обладнання, оснащеного надувними балонними огорожами.

Показана ефективність використання їх в літакобудуванні. При виконанні міжопераційних переміщень вони забезпечують економію виробничих площ за рахунок когось пактного розміщення літаків в складальних цехах. При виконанні монтажно-стикувальних операцій пропонується обладнання не вимагає точного суміщення стикуються агрегатів і спрощує процес стиковки важких агрегатів. Устаткування також дозволяє провести циклічні наземні випробування поворотного крила літака з навантаженнями, близькими до польотних. Тим самим виключає можливі аварійні ситуації при льотних випробуваннях і забезпечує збереження дорогих виробів. Під час виконання вантажно-розвантажувальних операцій застосування повітряних подушок ковзання дозволяє зменшити масу вантажного устаткування, а також скоротити час і вартість цих операцій. Більшість дослідників через малі зазорів потоку між балонним огорожею і опорною поверхнею статі вважають протягом в'язким і ламінарним. Тут запропоновано новий підхід. Заснований він на турбулентному режимі закінчення з повітряної подушки. Підтвердження цьому отримуємо виходячи з заміни реального повітряного тракту на еквівалентний круглого перетину. В результаті конфігурація каналу закінчення перетворюється в коротке конфузотно-діффузотно сопло з малою протяжністю вздовж потоку. А такі опору вважаються турбулентними. В якості першого турбулентного дроселя виступає регулятор витрати повітря на вході в опору. Виходячи з цього, запропоновано методики розрахунків, які дозволяють визначити витратні, енергетичні та питомі показники у вигляді окремих модулів на повітряних подушках, так і систем на їх основі. Наведено відомості необхідні конструктору, щоб вирішувати актуальні завдання в літакобудуванні та інших галузях техніки.

Ключові слова: літакобудування, обладнання, повітряна подушка, ковзання, важкі вантажі, транспортування, монтаж, випробування, навантаження, переваги, посібник конструктору.

Technological Equipment on Air Cushions. Application in Aircraft Construction. Calculation of Parameters.

The technological equipment under consideration relates to air-cushioned outdoor vehicles operating from the workshop pneumatic network. Their designs are based on the modular principle. A typical design of such equipment equipped with inflatable balloon fences is presented. The effectiveness of their use in aircraft construction is shown. When performing interoperational movements, they provide savings in production space due to the compact placement of aircraft in assembly shops. When performing mounting and docking operations, the proposed equipment does not require accurate combination of mating units and simplifies the process of docking heavy units. The equipment also allows for cyclic ground tests of a rotary wing of an aircraft with loads close to flight. This eliminates possible emergency situations during flight tests and ensures the safety of expensive products. When performing loading and unloading operations, the use of air cushions allows to reduce the weight of loading equipment, as well as reduce the time and cost of these operations. Most researchers consider the flow to be viscous and laminar due to small flow gaps between the balloon guard and the floor supporting surface. A new approach is proposed here. It is based on a turbulent regime of outflow from an air cushion. This is confirmed by replacing the real air path with an equivalent circular section. As a result, the configuration of the outlet channel is transformed into a short confuser-

diffuser nozzle with a small length along the flow. And such resistances are considered turbulent. As the first turbulent throttle acts as an air flow regulator at the entrance to the support. Proceeding from this, calculation methods are proposed that allow one to determine expendable, energy, and specific indicators of both individual modules on air cushions and systems based on them. The information necessary for the designer is given to solve current problems in aircraft construction and other areas of technology.

Keywords: aircraft construction, equipment, air cushion, sliding, heavy loads, transportation, installation, testing, loading, advantages, designer's guide

Сведения об авторах:

Александр Григорьевич Гребеников – д-р техн. наук, зав. каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина. E-mail: agrebenikov@ukr.net, ORCID: 0000-0002-1509-0665

Виктор Павлович Люшнин – ст. науч. сотр., каф. 401 «Конструкция и проектирование ракетной техники», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина. E-mail: graflvp@gmail.com. ORCID: 0000-0002-0910-9403

Татьяна Борисовна Богачева – инженер 1 категории, каф. 107, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

Леонид Анатольевич Мальков – ст. науч. сотр., каф. 401 «Конструкция и проектирование ракетной техники», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина. E-mail: lesham1955@gmail.com. ORCID: 0000-0003-4180-6353

About the Authors:

Grebenikov O. G. – Head of Department 103, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "KhAI", Ukraine. E-mail: agrebenikov@ukr.net, ORCID: 0000-0002-1509-0665

Victor Pavlovich Lyushnin – Senior Research Fellow, Rocket Engineering Design Department No. 401, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "KhAI", Ukraine. Email: graflvp@gmail.com. ORCID: 0000-0002-0910-9403

Tatyana Borisovna Bogacheva – 1st Category Engineer, Department No. 107, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "KhAI", Ukraine.

Leonid Anatolyevich Malkov – Senior Research Fellow, Rocket Engineering Design Department No. 401, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "KhAI", Ukraine. Email: lesham1955@gmail.com. ORCID: 0000-0003-4180-6353