

УДК 629.7.036.001

Б.Ш. МАМЕДОВ, канд. техн. наук, доц., ЗНТУ, Запорожье

ГЛАВА 5. ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. РАЗРАБОТКА НОВОГО НАПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ПРОГРЕССА В ОБЛАСТИ ТЕОРИИ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ, СВЯЗАННОЕ С ВНЕДРЕНИЕМ В ЗОНЕ Н-В₂ СИНУСОИДАЛЬНОГО ХАРАКТЕРА ИЗМЕНЕНИЯ ОСЕВЫХ СКОРОСТЕЙ И УСКОРЕНИЙ ГАЗОВОГО ПОТОКА

Розглядається новий напрямок технічного прогресу у галузі теорії та проектування повітряних гвинтів узгодженого обертання по патенту України №26883, [2], який дозволяє збільшити C_a , U , КПД, P_k^* у зоні В₂-К, $P_{нсп}^*$ у зоні К-С, тягу при суттєвому зниженні децибелльної характеристики та витрати палива.

Ключові слова: повітряні гвинти узгодженого обертання, кінематичний аналіз, гвинтова тяга.

Рассматривается новое направление технического прогресса в области теории и проектирования спутновращающихся воздушных винтов по патенту Украины №26883, [2], позволяющему увеличить C_a , U , КПД, P^* в зоне В₂-К, $P_{нсп}^*$ в зоне К-С, тягу при существенном снижении децибелльной характеристики и расхода топлива

Ключевые слова: воздушные винты спутного вращения, кинематический анализ, винтовая тяга

Is looked through the new direction of technical progress in the branch of theory and air screw designing according to patent of Ukraine №26883, [2], which allows to increase C_a , U , CUA, P_k^* in zone В₂-К, thrust, flying altitude, to lower decibell characteristic and fuel consumption.

Keywords: air screws revolving in one direction, kinematical analyse, screws thrust.

1. Введение, постановка проблемы

Известно, что на больших скоростях полета КПД воздушного винта уменьшается в связи с появлением волнового сопротивления на концах лопастей при обтекании их околосзвуковым потоком, [1], с.7, 351, поэтому на современном уровне развития теории и технологии изготовления двигательльно-двигательных комплексов (мотор-винт) невозможно с помощью однорядного воздушного винта достичь скорости полета, превышающей 763 км/час (Dornier Do 335 Ф-1 с тянущим и толкающим винтами, с двигателями ДВ-603-Е-1, Германия, 1943 г.), а с помощью двухрядных воздушных винтов противоположного вращения невозможно достичь скорости полета, превышающей 894 км/час (ТУ-114 с турбовентиляторными двигателями НК-12 МВ, СССР, 1958 г.).

Такое увеличение скорости полета (763→894) км/час стало возможным благодаря тому, что тяга двухрядных воздушных винтов противоположного вращения на 5-8% превышает аналогичную однорядных воздушных винтов.

Современная теория воздушно-реактивных двигателей считает, что при больших скоростях полета $V_{п}=850-950$ км/час однорядные воздушные винты и двухрядные воздушные винты противоположного вращения неприемлемы, поскольку они уже исчерпали себя и предпочтение для таких скоростей полета необходимо отдавать турбореактивным и двухконтурным двигателям (ТРДД), [1], с.351.

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках такое мнение считается ошибочным, поскольку в основу современной теории ВРД заложены ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД и такая же ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, что не дает возможности специалистам правильно оценить скрытые потенциальные возможности увеличения тяги двухрядными воздушными винтами.

Поэтому созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставит проблему: уже разработанными принципиально новыми двухрядными воздушными винтами спутного вращения, тяга которых, при одинаковом диаметре воздушных винтов, на 80% превышает тягу винтовентилятора двигателей НК-12МВ, или Д-27, полностью заменить ТРДД на больших скоростях полета, $V_{п}=850-1100$ км/час, [2].

2. Критика однорядных воздушных винтов

Из теории воздушно-реактивных двигателей известно, что тяга воздушных винтов рассчитывается по формуле, [1], с.355:

$$R = P_b = N_b \cdot \tau, \quad (1)$$

где $R = P_b$, – тяга винта, N_b – винтовая мощность, τ – эмпирический параметр, а полетная (тяговая) мощность рассчитывается по формуле (11.3), [1], с.355:

$$N_{п} = R \cdot V_{п} = N_b \cdot \tau \cdot V_{п}, \quad (2)$$

где $v_{п}$ – скорость полета (переносная скорость).

Основным недостатком формулы (1) и др. формул для расчета тяги является неточное отражение процесса генерирования тяги на лопастях воздушных винтов.

Основным недостатком формулы (2) является то, что умножение на $v_{п}$ дает очень завышенную полетную (тяговую) мощность, что приводит к завышенным значениям КПД.

Вторым недостатком формулы (2) является то, что эта формула не отражает тяговую мощность воздушного винта при $v_{п}=0$, поэтому формулы (1), (2) являются неточными, поскольку известно, что первичным является изменение движущих сил от изменения статического давления газового потока, вторичным является изменение скорости газового потока, которая генерирует динамические (инерционные) силы, поэтому формулу тяги воздушных винтов необходимо выводить только из первичного явления – изменения движущих сил от изменения статического давления газового потока:

$$R = \left(P_{H_{cp}}^* F_{H_{cp}} - P_c F_c \right) \cdot n, \text{ при } V_{п} = 0, \quad (3)$$

$$R' = \left(P_{H_{cp}}^{*'} F_{H_{cp}}' - P_c' F_c' \right) \cdot n, \text{ при } V_{п} > 0, [2], \text{ с.7.} \quad (4)$$

Анализ формул тяги (3), (4) показывает, что основным направлением увеличения тяги лопастей однорядного воздушного винта является увеличение

$P_{Н_р}^*$ – статического давления в среднем сечении газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока Н, при этом величина этого давления напрямую зависит от степени сжатия p_k^* газового потока в зоне В-К, [2], с.19, фиг.1а, а степень сжатия p_k^* , в свою очередь, напрямую зависит от оборотов лопастей однорядного воздушного винта. Однако нужно согласиться с современной теорией воздушно-реактивных двигателей, что однорядные воздушные винты на сегодняшний день полностью исчерпали себя, поскольку они доведены и по профилю и по оборотам, малейшее изменение которых в сторону увеличения мгновенно приводит к потере КПД винта за счет появления отрывных течений по стенкам лопастей однорядных воздушных винтов, поскольку входная кромка лопастей, сечение В, является кинематической зоной жесткого (упругого) удара, генерирующей мощные ударные волны в колебательном режиме, регламентирующие высокую децибельную характеристику и максимальные обороты однорядного воздушного винта. Для исследования газодинамических характеристик воздушных винтов единая теория движителей на непрерывных потоках применяет неизвестный в современной теории воздушно-реактивных двигателей метод кинематического анализа характера изменения осевых скоростей, статического давления, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁. Кинематический анализ выявляет основные конструктивные недостатки однорядных воздушных винтов, к которым относятся:

1. Наличие крутой характеристики изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, [2], с.19, фиг.1а, генерирующей наихудший характер движения частиц газового потока – движение с нарастающим ускорением.

2. Наличие на входной кромке лопастей, сечение В, кинематической зоны жесткого (упругого) удара, генерирующей мощные ударные волны в колебательном режиме, распространяющиеся одинаково во всех направлениях, [2], с.19, фиг.1б. Эта кинематическая зона жесткого (упругого) удара лимитирует аэродинамическую нагруженность на лопатки воздушного винта, максимальные обороты (максимальную окружную скорость U), максимальную осевую скорость входа газового потока C_a , максимальное p_k^* газового потока в зоне В-К.

3. Высокая децибельная характеристика, источником которой является кинематическая зона жесткого (упругого) удара в сечении В.

4. Закрутка газового потока на выходе из лопастей однорядного воздушного винта.

5. Работа лопастей однорядного воздушного винта на дозвуковых скоростях по U .

6. Несовпадение вектора тяги, генерируемого лопастью однорядного воздушного винта, с его осью, рисунок 1, глава 2, рисунок 1, что существенно снижает КПД однорядного воздушного винта.

Последний недостаток, связанный с несовпадением вектора тяги, генерируемой лопастью однорядного воздушного винта, с его осью, открывает скрытую потенциальную возможность увеличения тяги воздушных винтов на 5-19% при условии совпадения вектора тяги с осью винта, что стало очевидным в

результате правильного вывода теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя, глава 2.

3. Критика контрвращающихся воздушных винтов двигателей НК-12МВ (ТУ-114), Д-27 (АН-70)

Эти двигатели имеют два воздушных винта, гидравлические углы β_1 которых расположены в противоположных направлениях, а сами воздушные винты жестко связаны с первым и вторым ротором биротативной турбины противоположного направления вращения со снижением оборотов воздушных винтов по ходу потока (НК-12МВ). Контрвращающиеся воздушные винты двигателя Д-27 имеют привод от турбины через редуктор.

Главным конструктивным недостатком существующих контрвращающихся винтов является наличие на входной кромке лопастей первого воздушного винта кинематической зоны жесткого (упругого) удара, наличие двух крутых колен изменения осевой скорости газового потока (закрутка потока после первого воздушного винта и раскрутка потока на втором контрвращающемся воздушном винте), очень сложный нетехнологический привод воздушных винтов через две биротативные турбины газодинамической связи, что не позволяет получить расчетные обороты воздушных винтов на переходных режимах работы (НК-12МВ), снижение оборотов контрвращающихся воздушных винтов по ходу потока, дозвуковой режим работы воздушных винтов по окружной скорости U , повышенная децибельная характеристика, низкие технико-экономические показатели (удельная тяга, удельная масса, удельный расход топлива). Все отрицательные последствия от действия мощных ударных волн в колебательном режиме, которые генерируются в кинематической зоне жесткого (упругого) удара на входной кромке лопастей первого воздушного винта, сечение В, такие же самые, как и для одинарных воздушных винтов.

Необходимо отметить, что оба воздушных винта являются тянущими, т.е. создающими тягу, однако вектор тяги ни на первом, ни на втором контрвращающемся винте никогда не совпадает с осью винтов, глава 2, рисунок 1, а существующее мнение, что раскрутка газового потока до осевого направления после второго контрвращающегося винта дает максимальный КПД винта, является ошибочным, поскольку в современной теории воздушно-реактивных двигателей полностью отсутствует правильный вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя, глава 2, рисунок 1.

На лопастях первого воздушного винта двигателей НК-12МВ, Д-27 получить совпадение вектора тяги с осью винта невозможно, на лопастях второго воздушного винта этих двигателей получить совпадение вектора тяги с осью винта возможно, если докрутить газовый поток в сторону вращения так, чтобы средний вектор осевой скорости потока C_m совпадал бы с осью винта.

Анализ конструктивных ошибок однорядных и контрвращающихся воздушных винтов показывает, что центральным звеном, регламентирующим все недостатки этих винтов, является наличие в зоне Н-В наихудшего характера движения частиц газового потока – движение с нарастающим ускорением, генерирующим кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В,

которая, в свою очередь, генерирует мощные ударные волны в колебательном режиме и вносит жесткие ограничения по C_m , U воздушных винтов.

Поэтому единая теория движителей на непрерывных потоках ставит своей целью разработать новое направление технического прогресса в области теории и практики воздушных винтов, связанное с внедрением в зоне Н-В₂ синусоидального характера изменения осевых скоростей и ускорений газового потока, что обеспечит безударный вход газового потока во входные кромки лопастей второго спутновращающегося воздушного винта, что, в свою очередь, позволит увеличить C_m , U , КПД, π_k^* в зоне В₂-К, P_{Hcp}^* в зоне К-С, тягу воздушного винта при существенном снижении децибельной характеристики и расхода топлива.

4. Повышение экологических и технико-экономических показателей винтовентиляторных двигателей с двумя воздушными винтами спутного вращения по патенту Украины №26883, "Турбогвинтовентиляторный движун", [2]

4.1. Принцип работы воздушных винтов спутного вращения, основанный на внедрении в зоне Н-В₂ синусоидального характера изменения осевых скоростей и ускорений газового потока, что полностью устраняет кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В₂

Патент Украины №26883, "Турбогвинтовентиляторный движун", [2], разработан на основе патента Российской Федерации №2027902, "Способ создания тяги", [3], и патенте Украины №46407, "Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботі повітря-реактивних двигунів", [4].

Кинематическая схема винто-вентиляторного двигателя со спутно вращающимися воздушными винтами приведена в [2], с.20, фиг.2.

Рассмотрим динамику спутновращающихся воздушных винтов при $v_n = 0$, [2], фиг.4. Воздушные винты 1, 2 приводятся во вращение от ротора турбины через редуктор, передаточные отношения зубчатых колес которого обеспечивают увеличение оборотов воздушных винтов 1, 2 по ходу потока, при этом производительность второго воздушного винта больше производительности первого воздушного винта, что обеспечивает инжектирование газового потока через первый воздушный винт, увеличивая

при этом относительную скорость газового потока на входе и выходе в лопастях первого воздушного винта W_1 и W_2 . Увеличение W_1 при постоянно окружной скорости U_1 ведет к закрутке газового потока в зоне Н-В₁ перед первым воздушным винтом против спутного вращения воздушных винтов 1, 2, рис.1.

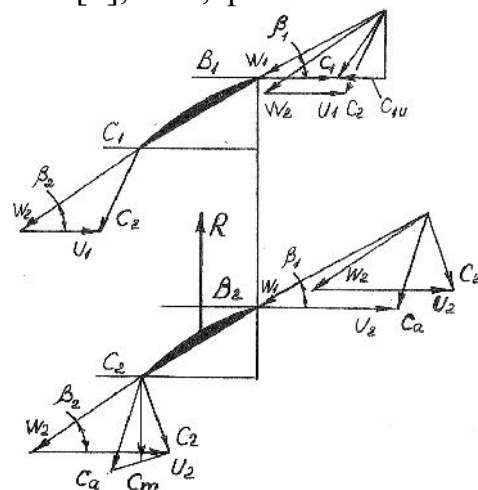


Рис.1. План скоростей газового потока на лопастях спутновращающихся воздушных винтов

На рис. 1 изображен план скоростей газового потока на лопастях первого и второго воздушных винтов, где C_{1U} – максимальная закрутка газового потока в сечении B_1 первого воздушного винта.

Таким образом, первый воздушный винт не сжимает газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом с заданным законом вращения, что приводит к плавной нарастающей закрутке газового потока в зоне $H-B_1$ и существенно отличает спутновращающиеся винты от всех существующих, у которых в зоне $H-B$, [2], с.19, фиг.1, имеет место осевой поток. При этом зона $H-B_2$ существенно удлиняется по сравнению с зоной $H-B$ существующих винтов, что приводит к более плавному нарастанию осевых скоростей и ускорений газового потока. От зоны H газовый поток постепенно закручивается и достигает максимальной закрутки в сечении B_1 перед первым воздушным винтом, рисунок 1. Под действием центробежных сил, которые максимальны в сечении B_1 , генерируется градиент статических давлений, $grad P_{V_{max}} = \Delta P_{V_{max}}$, рис. 2, направленный к центру сечения B_1 . Этот градиент статических давлений стягивает газовый поток в жгут до и после сечения B_1 .

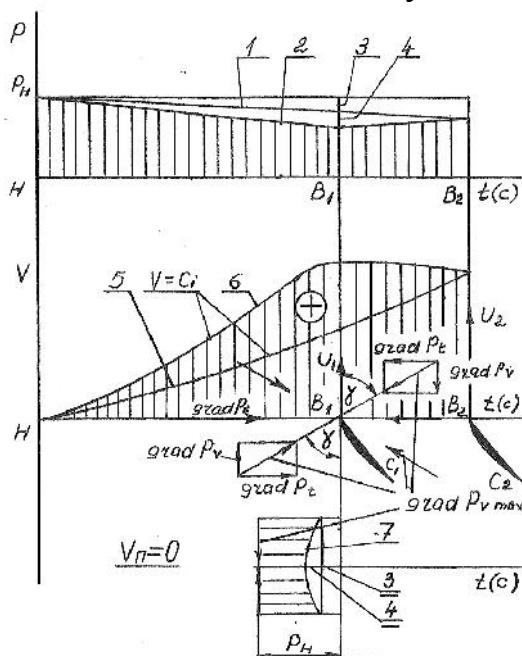


Рис.2. Динамика процесса генерирования синусоидального характера изменения осевых скоростей газового потока в зоне $H-B_2$ спутновращающихся воздушных винтов по патенту Украины №26883, [2]

изменения осевых скоростей газового потока при условии закрутки потока; 6 – характер изменения осевых скоростей газового потока при наличии закрутки потока в зоне $H-B_1$ и его раскрутки в зоне B_1-C_2 ; 7 – характер распределения и генерирования дополнительного градиента статических давлений ($grad P_{V_{max}} = \Delta P_{V_{max}}$ по оси ординат) от максимальной закрутки газового потока в сечении B_1 .

Таким образом, постепенное нарастание закрутки газового потока в зоне $H-B_1$ способствует дополнительному ускорению газового потока в этой зоне, осевая

На рис. 2 показана динамика процесса генерирования синусоидального характера изменения осевых скоростей газового потока в зоне $H-B_2$, обеспечивающий безударный вход газового потока во входные кромки лопастей второго воздушного винта, который сжимает поток и создает тягу, где: 1 – характер изменения основного градиента статических давлений газового потока в зоне $H-B_2$ при условии отсутствия закрутки потока; 2 – характер изменения дополнительного градиента статических давлений в зоне $H-B_2$ при наличии закрутки газового потока в зоне B_1-C_2 ; 3 – основной градиент статических давлений газового потока в сечении B_1 ; 4 – дополнительный градиент статических давлений от максимальной закрутки газового потока в сечении B_1 ; 5 – характер

скорость газового потока плавно достигает в сечении V_1 существенно большего значения, рисунок 2, поз.6, по сравнению с аналогичной при условии отсутствия закрутки потока, рисунок 2, поз.5. После сечения V_1 дополнительный градиент статических давлений по оси ординат, $\text{grad } P_{V_{\max}} = \Delta P_{V_{\max}}$, отклоняясь на угол γ от плоскости сечения V_1 , раскладывается на две составляющие: $\text{grad } P_t$ – по оси абсцисс, $\text{grad } P_v$ – по оси ординат.

$\text{Grad } P_t$ в зоне $H-V_1$ способствует дополнительному ускорению газового потока, рисунок 2, кривые поз.5, поз.6, а в зоне V_1C_2 способствует торможению того же самого потока. Характер распределения статических давлений в сечении V_1 показывает, рисунок 2, поз.7, что максимальная скорость газового потока имеет место по оси винта и эта осевая скорость газового потока уменьшается по мере приближения к периферии газового потока. При этом, тормозящая поток сила в зоне V_1C_2 от $\text{grad } P_t$ тоже увеличивается от периферии к центру воздушного винта, поэтому в зоне V_1-V_2 имеет место принудительная стабилизация осевых скоростей газового потока и газовый поток достигает входных кромок лопастей второго воздушного винта, от комля к периферии, со 100% стабилизацией осевых скоростей газового потока, выполняя при этом основную функцию современных воздухозаборников, что очень выгодно отличает спутновращающиеся воздушные винты по патенту Украины №26883, "Турбогвинтовентиляторный движун", [2], от всех современных одинарных и контрвращающихся воздушных винтов.

$\text{Grad } P_t$ в зоне V_1-V_2 тормозит газовый поток с одновременным увеличением статического давления (но меньше P_H) и уменьшением осевых скоростей газового потока, обеспечивая при этом синусоидальный характер изменения осевых скоростей и безударный вход газового потока во входные кромки лопастей второго воздушного винта, который сжимает газовый поток и генерирует тягу при полном устранении зонный жесткого (упругого) удара в сечении V существующих воздушных винтов любой модификации.

$\text{Grad } P_v$ стягивает поток в жгут до и после сечения V_1 , дополнительно способствуя плавному обтеканию газовым потоком лопастей спутновращающихся воздушных винтов.

Раскрутка газового потока начинается уже на лопастях первого воздушного винта – вращающегося направляющего аппарата и заканчивается на лопастях второго воздушного винта, на выходе из которого поток имеет уже закрутку в направлении вращения, при этом для обеспечения максимального КПД необходимо, чтобы средний вектор абсолютной скорости газового потока S_m совпадал с осью спутновращающихся воздушных винтов, рисунок 1.

Необходимо отметить, что количество лопастей на первом и втором спутновращающемся винте должно быть максимальное из условия соседства, регламентируемого узлом флюгирования, необходимо отметить также, что потребляемая винтовая мощность на первом воздушном винте существенно меньше аналогичной на втором спутновращающемся воздушном винте, необходимо отметить также, что сверхзвуковая скорость по W_1 и W_2 на лопастях первого воздушного винта – вращающегося направляющего аппарата не лимитирована, поскольку в зоне V_1-V_2 имеет место повышение статического давления газового потока.

4.2. Пути повышения экологических и технико-экономических показателей воздушных винтов спутного вращения по патенту Украины №26883, [2]

Полное устранение кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении B_2 спутновращающихся винтов по патенту Украины №26883, [2], позволяет повысить безопасность полетов, увеличить $C_a(U)$ до 260 м/с, вместо 130-140 м/с для существующих воздушных винтов, перевести второй спутновращающийся воздушный винт в сверхзвуковой режим работы, поскольку известно, что винт, который преодолел звуковой барьер, способен на 300-400% увеличить тягу, [5], с.18-21, позволяет увеличить расход газового потока через спутновращающиеся воздушные винты, КНД, Π_k^* в зоне В-К, $P_{н\text{ср}}^*$ в зоне К-С, тягу второго воздушного винта на 80% по сравнению с контрвращающимися винтами, высоту полета до 30-40 км, снизить существенно децибельную характеристику и расход топлива, позволяет увеличить крейсерскую скорость полета до 950-1100 км/час и полностью заменить ТРДД, поскольку последние обладают существенно низкими экологическими и технико-экономическими показателями.

5. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Таким образом, применение неизвестного в теории воздушно-реактивных двигателей и теории воздушных винтов метода кинематического анализа характера изменения осевых скоростей, статического давления, ускорений потока, первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока позволяет не только правильно вывести формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушных винтов, что существенно улучшает наше представление о процессе генерирования тяги, но и выявить все недостатки современных одинарных и контрвращающихся воздушных винтов при $V_{п} \geq 0$, связанных с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара на входных кромках лопастей воздушных винтов, показывает, что устранить этот очень опасный недостаток можно только заменив характер движения частиц газового потока с нарастающим ускорением, что имеет место в современных одинарных и контрвращающихся воздушных винтах в зоне Н-В, на характер движения частиц газового потока в зоне Н-В₂ с уменьшающимся ускорением газового потока в спутновращающихся винтов по патенту Украины №26883, [2], что дает возможность полностью устранить кинематическую зону жесткого (упругого) удара и на этой основе повысить безопасность полетов, обороты второго воздушного винта до сверхзвукового режима работы, повысить $C_a(U)$, расход газового потока, КПД, Π_k^* , $P_{н\text{ср}}^* = P_r^*$, тягу, высоту полета, снизить децибельную характеристику и расход топлива, повысить крейсерскую скорость полета до 950-1100 км/час, что позволяет спутновращающимся винтам по патенту Украины №26883, [2], полностью заменить любые ТРДД и наметить широкую перспективу дальнейших разработок, связанную, например, с выводом формулы тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

Список литературы: 1. Шляхтенко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / С.М. Шляхтенко, М.: Машиностроение, 1987,–568с. 2. Патент 26883, Украина, МПК₆ В64С 11/00, В64С 27/00, В64D 35/00, F04К 3/00. Турбогвинтовентиляторный движун / Б.Ш.Мамедов,

– №U200705886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007, Бюл.№16, –22с. 3. Патент 2027902, Российская Федерация, МПК₇ F03H 5/00, F04D 19/00. Способ создания тяги Б.Ш.Мамедов (Украина), №4652005/23, заявл. 24.12.1988, опубл. 27.01.95, Бюл.№3, –4с. 4. Патент 46407, Украина, МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів. Б.Ш.Мамедов, –№U200905152, заявл. 25.05.2009; опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, –26с. 5. Привалов Л. Винт преодолел звуковой барьер /Техника молодежи, М, 2005, –№2, – С.18-21.

Поступила в редколлегию 17.09.2011

УДК 669:162.24.001.57

Ю.М. ПАЗЮК, канд. техн. наук, доц., ЗДІА, Запоріжжя

ПРО МОДЕЛЮВАННЯ ОСНОВНИХ ЗАКОНОМІРНОСТЕЙ ФОРМУВАННЯ СТРУКТУРИ СТАЦІОНАРНОГО ШАРУ ПОЛІДИСПЕРСНОГО МАТЕРІАЛУ

Розглянуті загальні питання формування структури шару полідис-персного сипкого матеріалу при його взаємодії з технологічним обладнанням. Встановлено, що моделювання розподілу фракцій зазначеного матеріалу щодо зон шару є можливим на основі інформації про середній діаметр частинок матеріалу в кожній зоні шару та фракційний склад матеріалу.

Ключові слова: полідисперсний сипкий матеріал, структура шару, фракційний склад, моделювання.

Рассмотрены общие вопросы формирования структуры слоя полидисперсного сыпучего материала при его взаимодействии с технологическим оборудованием. Установлено, что моделирование распределения фракций указанного материала по зонам слоя возможно на основе информации о среднем диаметре частиц материала в каждой зоне слоя и фракционном составе материала.

Ключевые слова: полидисперсный сыпучий материал, структура слоя, фракционный состав, моделирование.

There are considered the general questions of forming for structure of layer polydisperse friable material at his co-operating with a technological equipment. It is set that modelling of distributing of fractions of this material on areas layer possibly on the basis of information about the middle diameter of particles of material in every area of layer and fractious composition of material.

Keywords: polydisperse friable material, structure of layer, fractions composition, modelling.

1. Вступ

Взаємодія сипких полідисперсних матеріалів із різним технологічним обладнанням супроводжується появою об'ємних неоднорідностей, обумовлених переміщенням локальних масивів. Відомо три основні види неоднорідностей, що впливають на умови формування властивостей сипкої маси: структурна, яка полягає в неоднорідному розподілі фракцій в різних об'ємах матеріалу; хімічна, що спричинена різним речовинним складом гранул і неоднорідність матеріалу щодо щільності, яка обумовлена закономірностями формування структури сипкого матеріалу [1].

2. Постановка задачі

Виникнення структурої неоднорідності в шару матеріалу впливає на протікання технологічних процесів. Тому виникає завдання теоретичного дослідження процесів формування структури шару полідисперсного матеріалу.