

Abstract

The article represents the model of the deformation of the foundation system for gas air cooling of compressor station of the header. The modeling method is based on the solution of the classical problem of Boussinesq about the effect of concentrated force on the spring half-space, provided the orthogonality force vector to the specified half-space.

Implementing the model, the effect of forces on certain calculation grid with the possibility of setting the value of the current load at each point of the grid, changes in physical and mechanical properties of materials and design features of the geometry of the object under study were taken into account.

The way to determine three components of the displacement vector and six components of the stress tensor was suggested. A series of test calculations for the gas air cooling devices was suggested. There is a conclusion as for the good balancing of modeling results with the real picture of the deformation process, test points displacements and their spatial configuration.

The model can be used to study the gas air cooling devices as well as other equipment of compressor stations, which is characterized by concentrated forces, for example oil air cooling device, gas compressor units. The application of these methods and models allows a more accurate estimate of the stress-strain state of foundation plates of technological objects of compressor stations.

Keywords: gas air cooling device, deformation of foundation plates, Boussinesq problem

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, які приводять до нестійкої роботи компресорів, хлопокам, вібраціям з наступним миттєвим флаттером літака при зльоті

Ключові слова: кінематичний аналіз, зона загальмованого потоку, гравітаційна сила, кути атаки

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей (ВРД), приводящие к неустойчивой работе компрессора, хлопокам, вибрациям с последующим мгновенным флаттером самолета при взлете

Ключевые слова: кинематический анализ, зона заторможенного потока

УДК 629.7.036.001

ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ

Б. Ш. Мамедов

Кандидат технических наук, доцент

Запорожский национальный технический университет
ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

E-mail: www.zntu.edu.ua

1. Введение, постановка проблемы

Современная теория воздушно-реактивных двигателей делится на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно. Это объясняется тем, что теоретическая часть современной теории воздушно-реактивных двигателей основывается на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929г., и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г., [1], [2].

Поэтому, любые узловые физические явления, имеющие место при работе ВРД, описываются в современной теории воздушно-реактивных двигателей ошибочно, например, теоретические и физические основы процесса

генерирования тяги ВРД, теоретические и физические основы работы ВРД при $V_{II} \geq 0$, теоретические и физические основы процесса генерирования отрывных течений по корытцам и спинкам лопаток рабочих колес (РК) ВРД и многие другие.

Ошибочность объяснения физических основ генерирования отрывных течений по корытцам и спинкам лопаток РК заключается в том, что современная теория воздушно-реактивных двигателей считает, что первичен срыв потока по корытцам лопаток последних рабочих колес компрессора высокого давления (КВД), поскольку с увеличением V_{II} увеличивается T_b^* – температура газового потока на выходе из воздухозаборника, что приводит к увеличению C_k и снижению Π_k^* компрессоров, [3], такое ошибочное мнение базируется на ошибочной формуле коэффициента

сохранения полного давления $\sigma_{вк}$, который гласит, что если потери кинетической энергии газового потока в воздухозаборнике отсутствуют, то $P_v^* = P_n^*$, [3], с.81, где P_v^* – давление торможения газового потока на выходе из воздухозаборника в сечении В-В, P_n^* – давление торможения в невозмущенном потоке, сечение Н-Н, (рис. 1). Равенство $P_v^* = P_n^*$ абсолютно не соответствует реалиям, поскольку такая картина возможна только при условии полного отсутствия расхода газового потока через двигатель.

Анализ показывает, что все авиационные катастрофы по причине генерирования неустойчивой работы или заглохания ВРД при взлете, полете или посадке имеют место при $V_n \leq C_k$, где C_k – осевая скорость сжатого газового потока на выходе из компрессора, равная 100-110 м/с (360- 396 км/час), характерная для взлета и посадки самолета.

Известно, что перед двигателем при $V_n > 0$ генерируется зона заторможенного потока Н-f, (рис. 1), статическое давление в ее преобладающей части выше P_n , а значит и температура в этой преобладающей части тоже выше T_n , но за этой зоной следует зона с нарастающим вакуумом, а процесс вакуумирования газового потока всегда сопровождается понижением T_v^* , вплоть до отрицательных температур. С увеличением V_n эта отрицательная температура повышается, но существенного влияния на увеличение C_k и уменьшение P_k^* не оказывает. Говорить о положительной температуре газового потока на выходе из воздухозаборника можно только при $V_n > C_a$, т.е. когда линия 3, (рис.1а), условно изображающая статическое давление равно P_n , зайдет своей осевой точкой за сечение В-В, однако при таких скоростях полета неустойчивая работа или заглохание двигателей неизвестны. Причины увеличения C_a и C_k и снижения P_k^* необходимо искать только в кинематическом анализе и теории относительности, которые в современной теории воздушно реактивных двигателей полностью отсутствуют.

Поэтому в настоящее время стоит актуальная проблема создания абсолютно правильной теории отрывных течений и теории воздушно-реактивных двигателей, точно объясняющих любые физические явления, имеющие место в ВРД на любых режимах работы, с целью разработки правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения, повышающих безопасность полетов.

2. Критика физических основ процесса генерирования неустойчивой работы или заглохания двигателей при взлете, полете, посадке, выдвигаемых современной теорией воздушно-реактивных двигателей. Постановка цели

Известно, что на последних РК КВД лопаточные профили имеют коэффициент расхода C_a в пределах 0,25-0,4, [4], известно также, что скорость газового потока на выходе из компрессора C_k , должна находиться в пределах 100-110 м/с из условия стабильного горения топлива в камере сгорания (КС), любое увеличение C_k выше 110 м/с приводит к срыву пламени в КС, к заглоханию ВРД. Известно также, что критическим углом атаки i , превышение которого приводит к генерированию отрывных течений по стенкам или корытцам лопаток,

является угол равный $\pm(5-7)^\circ$. Расчеты показывают, что для угла атаки $i=7^\circ$, например, осевая скорость газового потока на лопатках последних РК КВД должна составлять 143 м/с, при этом отрывные течения по корытцам лопаток последних РК КВД генерируются при осевой скорости газового потока, превышающей 143 м/с, однако это никогда не произойдет, поскольку ВРД заглохнет раньше по причине срыва пламени в КС, поскольку осевая скорость газового потока C_k превысила 110 м/с.

Современная теория воздушно-реактивных двигателей не учитывает также того, что сама камера сгорания является прекрасным тепловым дросселем, не позволяющему газовому потоку ускоряться в КС выше 110 м/с, поскольку процесс горения топлива в КС всегда проходит по почти постоянному статическому давлению газового потока P_k^* , [3], зона К-Г.

С учетом основной критики физических основ генерирования отрывных течений, выдвинутых современной теорией, [5], и дополнительной критики, приведенной в этой статье, единая теория двигателей на непрерывных потоках ставит своей целью показать и доказать, что источником генерирования развитого срыва потока, приводящего к неустойчивой работе или заглоханию ВРД при взлете, полете, посадке, к снижению безопасности полетов, являются не последние ступени компрессоров, как это принято в современной ошибочной теории воздушно-реактивных двигателей, а входные кромки лопаток первого рабочего колеса компрессора, после которых идет сжатие газового потока, сечение В, (рис. 1). На рис. 1 представлен кинематический анализ процесса заглохания или входа в неустойчивый режим работы авиадвигателей под действием дополнительной гравитационной силы, генерируемой при взлете с углом подъема α для тех ВРД, при проектировании которых не были учтены патенты [6], [7], [8], [9], [10],[11] и др.

На рис. 1 представлено:

- а) – часть контрольного контура Н-К, в котором показано генерирование зоны заторможенного потока Н-f перед двигателем при $V_n > 0$;
- б) – кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, статических давлений газового потока в зоне Н-К при $V_n = 0, V_n > 0, (V_n < C_k)$;
- в) – кинематический анализ характера изменения ускорений газового потока в зоне Н-К при $V_n = 0, V_n > 0, (V_n < C_k)$, четко отражающий процесс генерирования мощных ударных волн жесткого (упругого) удара, сечение В-В.

3. Влияние гравитационных сил газового потока в зоне Н-В на газодинамическую устойчивость работы воздушно-реактивных двигателей при взлете

3.1. Характер изменения статического давления осевой скорости газового потока в сечении В-В при $V_n > 0$

Кинематический анализ показывает, что расчетное статическое давление, расчетная осевая скорость C_a газового потока в сечении В-В (рис. 1), имеют место только при $V_n = 0$. При $V_n > 0$, например, при наиболее опасном режиме взлета при $V_n < C_k$, статическое давление в сечении В-В становится существенно ниже расчетного. Это объясняется тем, что в полете перед двигателем всегда генерируется зона заторможенного потока Н-f, (рис. 1, поз.1).

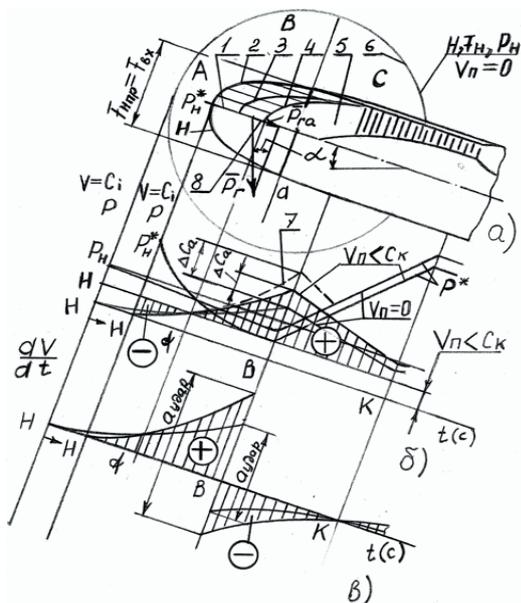


Рис. 1. Кинематический анализ процесса заглохания или входа в неустойчивый режим работы авиадвигателей под действием дополнительной гравитационной силы, генерируемой при взлете с углом подъема α для тех двигателей, при проектировании которых не были учтены патенты [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде. Торможение потока перед двигателем известно, [3], поскольку абсолютная осевая скорость газового потока в зоне заторможенного потока $H-f$ направлена против потока, то эта зона дросселирует (тормозит) основной поток, при этом, из условия непрерывности струи, двигатель охраняет расход только за счет уменьшения статического давления в сечении В-В ниже расчетного значения с одновременным увеличением C_a в сечении В-В выше расчетного значения, что приводит к уменьшению отрицательных углов атаки ниже $5-7^\circ$, к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого РК, сжимающего газовый поток.

Таким образом, кинематический анализ показывает, что все воздушно-реактивные двигатели, спроектированные по современной ошибочной теории без учета патентов [6], [7], [8], [9], [10], [11], несут в себе грубейшую конструктивную ошибку – кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В-В (рис. 1в).

Такие двигатели взлетают или с зонами частичного срыва потока по первому рабочему колесу компрессора, [4], или на пределе своей газодинамической устойчивой работы по углам атаки на входных кромках лопаток первого РК компрессора и достаточно любого дополнительного фактора, способствующего дополнительному увеличению C_a в сечении В-В выше расчетного значения (рис. 1, поз.7), как наступает развитый срыв потока по корытцам лопаток первого РК компрессора, что неизбежно приводит к неустойчивому режиму работы или заглоханию двигателя при взлете, полете и посадке, к снижению безопасности полетов. Таким дополни-

тельным фактором являются гравитационные силы, (рис. 1, поз.8).

3.2. Характеристика внешних сил, способствующих ускорению входящего газового потока в зоне Н-В при $V_n > 0$

Кинематический анализ показывает, что при горизонтальном полете основной внешней силой, способствующей ускорению входящего газового потока в зоне Н-В, является градиент первичных движущих сил от изменения статического давления, направленный за потоком. При наборе высоты, т.е. при полете под углом α к горизонту (рис. 1а), появляется дополнительная внешняя сила, так называемая осевая гравитационная составляющая (рис. 1, поз.8), равная

$$P_{га} = P_n \cdot \sin \alpha,$$

где P_r – весовой расход газового потока через двигатель, α – угол подъема при взлете (рис. 1а).

Таким образом, при наборе высоты основными внешними силами способствующими ускорению газового потока в зоне Н-В, являются:

1. Основная внешняя сила от градиента первичных движущих сил от изменения статического давления, направленная по оси за потоком, [1].
2. Дополнительная внешняя сила – гравитационная составляющая $P_{га}$, (1), направленная по оси за потоком, (рис. 1, поз. 8).

При взлете и наборе высоты появление дополнительной внешней силы – дополнительной внешней силы – гравитационная составляющей $P_{га}$, (1), направленной по оси двигателя за потоком, способствует дополнительному ускорению входящего газового потока в зоне Н-В, дополнительному уменьшению статического давления в сечении В-В, что автоматически генерирует дополнительное увеличение C_a в этом же сечении выше расчетного значения, что неизбежно приводит к генерированию развитого срыва потока по корытцам лопаток первого РК компрессора. Это физическое явление абсолютно неизвестно ни в теории, на конструкторам, проектирующим авиадвигатели, поскольку в современной ошибочной теоретической части полностью отсутствует кинематический анализ и теория относительности.

3.3. Причины катастрофы авиалайнера Як-42, имевшей место 07 сентября 2011г. в а/п Туношна, г.Ярославль

Авиалайнер Як-42 оснащен тремя ТРДД Д-36 (проектирование ЗМКБ "Прогресс"), имеющими взлетную тягу по 6500 кГ каждый, взлет происходил в 16.05 при температуре $+17^\circ C$, и давлении 747 мм ртутного столбика.

ТРДД Д-36 относятся к числу авиадвигателей, спроектированных без учета патентов [6], [7], [8], [9], [10],[11] и несущих в себе грубейшую конструктивную ошибку, связанную с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, (рис. 1в), именно эта зона является причиной низкой газодинамической устойчивости работы, приводящей к неустойчивой работе или к заглоханию двигателей при взлете, полете, посадке при любых погодных условиях.

На стартовой линии ВПП все двигатели работают на расчетном взлетном режиме, инжестируя газовый

поток (воздух) с поверхности сфероиды, (рис. 1, поз. 6), при этом в зонах В, С генерируется равная, но противоположно направленная тяга, которая компенсирует друг друга. Расчет тяги двигателя при $V_n = 0$ осуществляется согласно [1], формулы (8), (9). Перед первым РК компрессора, сечение В-В, имеет место расчетное статическое давление (ниже P_n) и расчетная осевая скорость газового потока C_a .

После растормаживания колес Як-42 начинает перемещаться по ВПП с нарастающей скоростью, зоны В, С удаляются набегающим потоком воздуха, перед двигателем генерируется зона заторможенного потока Н-f (рис. 1, поз.1), абсолютная скорость которого направлена против потока, т.е. зона заторможенного потока Н-f в этом случае играет роль дросселя, который тормозит основной поток, в результате чего статика в сечении В-В (рис. 1б), уменьшается, а осевая скорость газового потока в этом же сечении увеличивается выше расчетного значения, все рабочие колеса компрессоров при $V_n < C_k$ работают в режиме недогруза (осевая скорость на всех РК выше расчетного значения, особенно на первом РК), P_n^* при этом уменьшается, КПД, $P_{нр}^*$, тяга двигателя тоже уменьшаются, [3]. Осевая гравитационная составляющая от силы тяжести входящего газового потока при горизонтальном перемещении по ВПП отсутствует. Зона заторможенного потока, которая генерируется перед двигателем, имеет наружную поверхность 2 параболоидной формы со статическим давлением P_n^* , заканчивается эта зона на входном сечении d-d воздухозаборника. Зона заторможенного потока имеет условные линии 3 со статическим давлением P_n , 4 со статическим давлением ниже P_n , заканчивающихся на внутренней поверхности воздухозаборника в сечении В-В, зону ускоренного потока 5, (рис. 1а), при этом градиент статических давлений в зоне Н-В всегда направлен по потоку. С увеличением V_n зона зона невозмущенного потока Н постепенно приближается к двигателю, характеристика изменения осевых скоростей становится более крутой, дросселирующая (тормозящая) способность зоны заторможенного потока увеличивается, что вызывает адекватное уменьшение статики в сечении В-В с одновременным приращением ΔC_a , осевая скорость при этом увеличивается выше расчетного значения, на отдельных лопатках первого РК компрессора генерируется частичный срыв потока из-за уменьшения углов атаки ниже 5-7°, [4], на остальных лопатках первого РК компрессора отрицательные углы атаки по корытцам лопаток уменьшаются и достигают почти критического значения 5-7°.

Таким образом, двигателя Як-42, еще не оторвавшегося от ВПП, при наличии частичного срыва потока на отдельных лопатках первого РК компрессора не развивают своей полной тяговой мощности, в результате чего разгон самолета Як-42 происходит вяло, его реальная скорость движения при прохождении линии "Принятия решения" на ВПП не соответствует расчетной, гораздо ниже, поэтому второй пилот принимает абсолютно правильное решение – прекратить взлет и нажимает на педали тормоза, однако мгновенно получает "Отбой" со стороны первого пилота, командира авиалайнера Як-42. С частично потерянной после торможения кинетической энергией Як-42 продолжает взлет и отрывается от ВПП далеко за расчетной ли-

нией. Тяжело взлетев, Як-42 еще не набрал должной высоты, как прямо по полету возникает антенна курсового маяка, естественной реакцией пилотов было потянуть штурвал на себя, Як-42 задрал нос, но высоты не набрал, поскольку скорость полета была мала. Як-42 задевает антенну курсового маяка, при дальнейшем раздается хлопок, который был слышен на земле, [12], самолет заваливается на крыло, разрушается в воздухе и фрагментами падает на землю.

3.3.1. Физические основы генерирования хлопка и разрушения авиалайнера Як-42 в полете

Хлопок является внешним признаком неустойчивой работы компрессора ВРД, связан с уменьшением расхода воздуха, проходящего через двигатель, сопровождается интенсивными пульсациями параметров потока (давления, скорости, температуры) в проточной части двигателя, [4]. Пульсации параметров газового потока в двигателе генерируют вибрации самых различных характеристик, которые. Передаваясь конструкции самолета, мгновенно приводят к флаттеру, самолет разрушается на фрагменты в воздухе...

Таким образом, вялый разбег Як-42 по ВПП, продленный взлет, свидетельствовали о наличии частичного срыва газового потока в ВРД, приведшего к уменьшению тяговой мощности двигателя. В полете увеличение угла подъема α (рис. 1а), привело к появлению дополнительной гравитационной силы $P_{га}$ (1) в зоне Н-В (рис. 1, поз. 8), способствующей дополнительному ускорению входящего газового потока в зоне Н-В, дополнительному снижению статики в сечении В-В и. как следствие, привело к дополнительному увеличению C_a выше расчетного значения (рис. 1, поз. 8), что мгновенно генерировало развитый срыв потока по корытцам лопаток первого РК компрессора с последующим переходом в неустойчивый режим с хлопком и пульсациями газового потока, приведшие к появлению вибраций самых различных характеристик, которые мгновенно привели к флаттеру Як-42.

4. Общие выводы

1. Виновником катастрофы Як-42 от 07.09.2011г. в а/п Туношна, г. Ярославль является экипаж, который при прохождении полосы "Принятия решения" при наличии вялого разбега самолета не пришел к общему решению о необходимости прекращения взлета путем торможения Як-42 всеми имеющимися средствами.

2. Однако ни в коем случае нельзя сбрасывать со счетов того, что первопричиной вялого разбега, продленного взлета, хлопка, вибраций с мгновенным флаттером Як-42 в полете явился вначале частичный, а потом, с увеличением угла α (рис. 1а), переросший в развитый срыв потока по корытцам первого рабочего колеса компрессора, приведший к неустойчивой работе двигателей, к появлению хлопка, вибраций и мгновенного флаттера Як-42.

Таким образом, вторым, более важным виновником катастрофы Як-42 от 07.09.2011г. в а/п Туношна, г. Ярославль является глубоко ошибочная теоретическая часть современной теории воздушно-реактивных двигателей, основанная на ошибочных фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С. Стечкиным в 1929г., и

на такой же ошибочной фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г., [1], [2], благодаря которой выпускники авиационных ВУЗов, будущие конструктора воздушно-реактивных двигателей не имеют ни малейшего понятия о правильном процессе генерирования тяги в авиадвигателях, ни о правильном процессе работы ВРД при $V_{п} \geq 0$, ни о правильном хотя бы физическом представлении процесса генерирования отрывных течений по корытцам и спинкам лопаток компрессоров и т.д.

3. Для предотвращения подобных катастроф и разработки правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения, необходимо во всех авиационных ВУЗах полностью доработать преподаваемую глубоко ошибочную теоретическую часть современной теории воздушно-реактивных двигателей согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках, [1], [2], [5] и др. Если этого не будет сделано, то вся ответственность (юридическая, материальная) от последствий таких катастроф ляжет на высшие авиационные учебные заведения.

4. Все ВРД, которые хранятся на складах авиационных технических баз, при проектировании которых не были учтены патенты [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др., должны быть доработаны на заводе-изготовителе согласно вышеуказанным патентам, и только после этого могут быть поставлены на крыло.

5. На панель управления в кабине экипажа ввести приборы, фиксирующие тягу двигателя на любом режиме работы, поскольку приборы, показывающие обороты двигателя, не фиксируют начальную стадию развитого срыва потока – частичный срыв газового потока по корытцам отдельных лопаток первого рабочего колеса компрессора.

6. Любая зарубежная организация или фирма, не учитывающая при проектировании ВРД патенты [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др., обречена на

производство авиадвигателей с грубейшими конструктивными ошибками, существенно снижающими их газодинамическую устойчивость работы, что неизбежно приведет к снижению безопасности полетов.

7. В настоящее время ЗМКБ "Прогресс", с целью повышения газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей путем полного устранения кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении В-В и перехода на синусоидальную характеристику изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, дающую нулевое ускорение газового потока в сечении В-В, [6], применяет патенты [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др. во всех вновь проектируемых ВРД, например, в ТРДД Д436-ГП. В двигателе Д436-ГП ЗМКБ "Прогресс" применило не только вышеуказанные патенты, существенно снизив при этом децибельную характеристику на входе в двигатель, но и фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, являющиеся основой единой теории движителей на непрерывных потоках, [1], с.18-19, формулы (6), (7), (8), (9), (10), (11).

Согласно этим формулам, ЗМКБ "Прогресс" переместило выходное сечение реактивного сопла первого контура из зоны с нормально расширенным газовым потоком со статическим давлением $P_{н}$, в зону перерасширенного газового потока со статическим давлением ниже $P_{н}$, удлинив выходное сопло, уменьшив при этом и $P_{с}$, и $F_{с}$ и получив дополнительное приращение тяги по первому контуру в размере 2082 кГ.

Тем самым, ЗМКБ "Прогресс" подтвердило не только правильность разработанных патентов [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др., но и абсолютную правильность и жизнеспособность разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках. В настоящее время двигателя Д436-ГП и др. прошли стендовые и полетные испытания, запущены в серию.

Литература

1. Мамедов Б.Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [текст] / Б.Ш.Мамедов / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. –Харьков: изд. Технологический центр, Прикладная механика, 4/7 (52), 2011, с.15-20, изд. ВАК.
2. Мамедов Б.Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [текст] / Б.Ш.Мамедов / Вісник національного технічного університету "ХПИ". Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, –Харків: НТУ "ХПИ", –2011,–№33, –с.146-153, видавництво ВАК.
3. Шляхтянко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей, [текст] / С.М.Шляхтянко / –М.: Машиностроение, 1987г.– 568с.
4. Казанджан П.К. Теория авиационных двигателей [текст] / П.К. Казанджан, Н.Д.Тихонов, А.К.Янко / – М.: Машиностроение, 1983,–223с.
5. Мамедов Б.Ш. Глава 3. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке [текст] / Б.Ш.Мамедов / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. –Харьков: изд. Технологический центр, Прикладная механика, 5/7 (53), 2011, с.24-28, изд. ВАК.
6. Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [текст] / Б.Ш.Мамедов, –№U200905152, заявл. 25.05.2009, опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, –26с.
7. Патент 2027902, Российская Федерация, МПК7 F03H 5/00, F04D 19/00. Способ создания тяги [текст] / Б.Ш.Мамедов (Украина), №4652005/23, заявл. 24.12.1988, опубл. 27.01.95, Бюл.№3, –4с.
8. Патент 66619, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [текст] / Б.Ш.Мамедов, –№U201107779, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –10с.

9. Патент 66620, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [текст] / Б.Ш.Мамедов, –№ U201107780, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –12с.
10. Патент 66621, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [текст] / Б.Ш.Мамедов, –№201107781, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –10с.
11. Патент 66622, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [текст] / Б.Ш.Мамедов, –№201107782, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –10с.
12. Газета “Известия”, 09.09.2011, с.4.

Abstract

The drawbacks of modern theory of air-jet engines, which lead to unsteady compressor work, to explosion work, vibrations with the following instant fluttering of aircraft while take-off are considered.

The reasons of all aircraft disasters, including disaster of aircraft ЯК-42 in airport Tunoshna, c. Yaroslavl of 07 September 2011, are connected with an mistaken modern theory of air-jet engines, which is founded on the erroneous basic formulas of thrust, flying (thrust) efficiency, calculated by Academician B.S. Stechkin in 1929 year, on the erroneous basis theorem of blown profile lift force, calculated by Professor N.E. Zhykovsky in 1912 year, which served the basic for mistaken thermodynamic cycle in co-ordinate P-V, T-S of turbojet engines creation. Mistaken thermodynamic cycle in co-ordinate P-V, T-S led to erroneous description of work principle of turbojet engines, erroneous description such an strategical notion as the process of thrust generation of turbojet engines, erroneous description of theoretical and physical foundations of tear off current generation on the blades at first on the last working wheels of high pressure compressor, and then on the blades of first working wheel of low pressure compressor, erroneous description of preservation coefficient of full pressure σ_x , erroneous description of design method of turbojet engines and so on. On the basis of the above mentioned considerations, the modern theory of air-jet engines should not be taught at high aviation educational institutions until it is radically corrected with account of already developed single theory of movers on the continuous flows

Keywords: kinematical analyze, zone of braked flow, gravitation force, attack angles

Наведене теоретичне дослідження та наукове обґрунтування підбору номінальної частоти ударів перфоратора машини для розкриття чавунної льотки доменної печі з урахуванням таких величин як фізико-механічні показники льоткових мас, що буряться, та частоти обертання бурової штанги

Ключові слова: перфоратор, машина для розкриття чавунної льотки доменної печі, частота ударів, ударно-обертальне буріння, енергія ударів

Приведено теоретическое исследование и научное обоснование подбора номинальной частоты ударов перфоратора машины для вскрытия чугуновой летки доменной печи с учетом таких величин как физико-механические показатели буримых леточных масс и частоты вращения буровой штанги

Ключевые слова: перфоратор, машина для вскрытия чугуновой летки доменной печи, частота ударов, ударно-вращательное бурение, энергия ударов

УДК 669.162.266.21:669.02/.09

ОБОСНОВАНИЕ НОМИНАЛЬНОЙ ЧАСТОТЫ УДАРОВ ПЕРФОРАТОРА МАШИНЫ ДЛЯ ВСКРЫТИЯ ЧУГУННОЙ ЛЕТКИ

А.Н. Селегей

Кандидат технических наук, доцент
Кафедра теоретической и строительной механики
Национальная металлургическая академия Украины
пр. Гагарина, 4, г. Днепропетровск, Украина, 49000
Контактный тел.: (056) 374-83-17
E-mail: selegey@ua.fm

1. Введение

На сегодняшний день механизм вращения буровой штанги машин вскрытия чугуновой летки доменной

печи проектируется с помощью эмпирических зависимостей, которые получены в процессе эксплуатации предыдущих конструкций машин. Однако механические характеристики прочности леточных масс изме-