

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

**АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОЙ ТРАКТОВКИ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ПОМПАЖА
ИЛИ НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВЗЛЁТЕ, ПОЛЁТЕ, ПОСАДКЕ**

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно- реактивных двигателей, связанные с ошибочной фундаментальной теоремой о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е. Жуковским в 1912 г., с ошибочными фундаментальными формулами тяги, полётного (тягового) КПД, выведенными академиком Б.С. Стечкиным в 1929г.

Ключевые слова: газодинамическая устойчивость работы воздушно-реактивного двигателя, кинематический анализ.

Введение. Постановка проблемы. Истоки всех авиакатастроф по причине заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте посадке связаны с кризисом современной теории ВРД, [1, с. 5-7].

Кризис современной теории ВРД основывается не только на неправильном понимании и применении уравнения Эйлера, этот кризис основывается ещё и на полном отсутствии фундаментальных формул тяги, полётного (тягового) КПД ВРД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, поскольку существующие в современной теории ВРД ошибочные фундаментальные формулы тяги, полётного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С. Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная фундаментальная теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е. Жуковским в 1912г., [2, с. 15-20], [3, с. 146-153], не только задержали технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, но и лежат у истоков тысяч авиационных катастроф по причине заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте, посадке, нанесли большой материально-технический ущерб любому государству, производящему самолёты и авиадвигатели.

Ошибочные фундаментальные формулы тяги полётного (тягового) КПД, ошибочная фундаментальная теорема о подъёмной силе продуваемого профиля повлекли за собой такое же ошибочное описание ряда узловых физических процессов, имеющих место при работе ВРД, например, ошибочно описывается такое фундаментальное понятие, как термодинамический цикл ТРД в координатах $P-U$, $T-S$, ошибочно описывается такое фундаментальное понятие, как процесс генерирования тяги ВРД, ошибочно описывается такое понятие, как F_H и всё, что связано с ним, ошибочно описывается генерирование подъёмной силы продуваемым профилем, ошибочно описывается работа ТРД, ТРДД, ТРДФ, ошибочно описывается физические основы отрывных течений на лопатках последних рабочих колёс (РК) КВД, ошибочно описывается полётный (тяговый) КПД ВРД и т.д.

Всё это привело к тому, что современная теория ВРД разделилась на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно, и любые попытки соединить эти две части заканчивались той ошибочной теорией ВРД, которую мы имеем сейчас.

В результате ошибочного описания, например, теоретических и физических основ процесса генерирования отрывных течений на лопатках последних рабочих колёс КВД, современная теория ВРД оказалась неспособной дать правильное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением

газодинамической устойчивости работы ВРД при взлёте, полёте, и посадке.

Поэтому в настоящее время существует острая проблема создания принципиально новой теории ВРД, которая уже разработана, и называется «Единая теория движителей на непрерывных потоках». В её основу заложены принципиально новые фундаментальные формулы тяги, полётного (тягового) КПД ВРД и принципиально новая фундаментальная теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, едиными для любых движителей на непрерывных потоках, к которым относятся: крыло птицы, самолёта, планера, различные паруса, одинарные, контрвращающиеся и спутновращающиеся гребные и воздушные винты, ТРД, ТРДД, ТРДФ, и др. ВРД, ракетные движители, [2, с.15-20], [3, с.146-153].

В частности, по тематике данной статьи единая теория движителей на непрерывных потоках ставит, решает и внедряет в производство авиадвигателей острейшую проблему, связанную с повышением газодинамической устойчивости работы ВРД путём полного устранения помпажа и неустойчивой работы ВРД при влёте, полёте и посадке, первым шагом которой является : показать и доказать , что источником генерирования помпажа или неустойчивой работы ВРД являются не лопатки последних РК КВД, как это принято в современной теории ВРД, а лопатки первого РК КНД, как это принято в единой теории движителей на непрерывных потоках.

Критика трактовки генерирования помпажа или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте и посадке, выдвигаемой современной теорией ВРД. Постановка первичной цели. Физической основой изменения углов атаки i , приводящих к генерированию отрывных течений на лопатках компрессоров, согласно описанию современной теории ВРД, является первоначальная потеря газодинамической устойчивости работы лопаток последних РК КВД, поскольку при увеличении скорости полёта растёт T_B^* - температура заторможенного газового потока на выходе из воздухозаборника, что приводит к снижению Π_k^* - степени сжатия КНД, КСД, КВД, росту объёмного расхода и осевой скорости газового потока на последних ступенях компрессоров и, как следствие, к увеличению отрицательных углов атаки i ниже $5-7^\circ$, что приводит к генерированию развитого срыва газового потока по корытцам лопаток последних РК КВД. Последние ступени КВД начинают лимитировать расход воздуха через компрессор, из-за чего осевая скорость Ca на входе в лопатки первого РК КНД уменьшается , что приводит к росту углов атаки i на лопатках первых ступеней компрессоров выше $5-7^\circ$, что приводит к генерированию развитого срыва потока по спинкам лопаток первого РК КНД, к помпажу, [4,с.114]

Основным звеном трактовки генерирования неустойчивой работы и помпажа ВРД при увеличении скорости полёта V_p , которое предлагает современная теория ВРД , является увеличение T_B^* . Получается , что ни один из ВРД не может взлететь, не войдя в неустойчивый режим работы, помпаж, поскольку в каждом ВРД при увеличении V_p увеличивается T_B^* , согласно описанию процесса торможения газового потока в реальном входном устройстве [4, с.81, формула 3.1.], которая выведена под ошибочный контрольный контур, предложенный академиком Б.С. Стечкиным в 1929 г.[4, с. 44, рис.1.22,1.23], и является тоже ошибочной, поскольку выведена без учёта зоны заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником любого ВРД при $V_p > 0$, [5, с.26, рис.1], [4, с.82].

Как уже отмечалось, ошибочные формулы тяги, полётного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С. Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е. Жуковским в 1912 г., повлекли за собой описание глубоко ошибочного термодинамического цикла ТРД в координатах P-U, T-S [4, с.16, рис. 1.1, рис. 1.2 и др.], поскольку при свободном истечении газового потока в зоне Н-В статическое давление на выходе из воздухозаборника, точка В или сечение В-В, никогда не может быть выше статического давления в точке Н, сечение

Н-Н, поскольку точка В, при правильно выведенных формулах тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, всегда на термодинамическом цикле ТРД в координатах P-U, T-S должна находится ниже точки Н при $V_{п} \geq 0$.

Существующий в современной теории ВРД глубоко ошибочный термодинамический цикл ТРД в координатах P-U, T-S содержит в себе следующие ошибки:

1. Газовый поток в зоне Н-В по сечениям воздухозаборника В-В и d-d разорван, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходами газового потока по сечениям В-В (выход) и d-d (вход) воздухозаборника, т.к. $G_B > G_d$, что свидетельствует о нарушении всех, без исключения, законов механики истечения жидкостей и газов, включая закон неразрывности струи.

2. При инжектировании газового потока в зоне Н-В под действием градиента статических давлений, направленного за потоком при $V_{п} \geq 0$, температура газового потока на выходе из воздухозаборника T_B^* до $V_{п}=0,6$ Мп всегда уменьшается, на существующем термодинамическом цикле ТРД в координатах P-U, T-S, разработанным современной теорией ВРД, всё происходит наоборот, что свидетельствует о нарушении принципа инжекции газового потока при $V_{п} \geq 0$ и всех законов термодинамики.

3. При наличии ошибочного градиента статических давлений в зоне Н-В, направленного против потока, разрыв струи газового потока согласно п.1 приводит к нарушению закона сохранения энергии, который гласит, что полная энергия газового потока на входе в воздухозаборник, сечение d-d, всегда равна полной энергии газового потока на выходе из воздухозаборника, сечение В-В. Поскольку $G_B > G_d$, то невозможно поставить знак равенства между полной энергией газового потока в сечениях d-d и В-В, поскольку полная энергия газового потока в сечении В-В существенно больше полной энергии газового потока в сечении d-d, что нарушает баланс энергии, все законы термодинамики, уравнение Бернулли. Необходимо отметить, что генерирование градиента статических давлений, направленного против потока, возможно только при движении газового потока в заневоленном состоянии, например, в компрессоре, а при свободном набегающем газовом потоке (воздуха) на двигатель при $V_{п} > 0$ всегда перед двигателем генерируется параболоидная зона заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленными по потоку, [5, с.26, рис.16], [4, с.82]

Таким образом, утверждение современной теорией ВРД о том, что с малейшим увеличением $V_{п}$ растёт T_B^* , является ошибочным, поскольку такое абсолютно необоснованное утверждение основывается на глубоко ошибочном контрольном контуре академика Б.С. Стечкина, который считал, что газовый поток (воздух) при $V_{п} > 0$ входит в двигатель через некоторую площадь F_n со статическим давлением, равным P_n , которое не изменяется вплоть до сечения В-В воздухозаборника, однако испытания ТУ-144 при $V_{п}=2200$ км/час показало, что в сечении В-В воздухозаборника статика равна 9 кг/см^2 , [4, с.15]. Для того чтобы спасти контрольный контур академика Б.С. Стечкина, специалисты ввели понятие динамического сжатия газового потока в зоне Н-В с градиентом статических давлений, направленным против потока, что является чистой научной фальсификацией, отражённой в глубоко ошибочном термодинамическом цикле ТРД, ТРДФ в координатах P-U, T-S. Если бы при испытании ТУ-144 в воздухозаборнике ТРДФ на входе, сечение d-d, стоял бы второй датчик для измерения статики, то этот датчик показал бы давление гораздо выше 9 кг/см^2 (сечение В-В), что свидетельствовало бы о нормальном процессе формирования зоны заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленным по потоку, с соблюдением принципа инжекции газового потока при $V_{п} \geq 0$, всех законов механики истечения жидкостей и газов, всех законов термодинамики.

Исходя из вышеизложенного, причины генерирования помпажа или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте, посадке необходимо объяснять совершенно новым

физическим явлением, а именно , генерированием зоны заторможенного потока перед двигателем при $V_{п} > 0$.

Зона заторможенного потока – это физическое явление , которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде.

Генерирование зоны заторможенного потока перед воздухозаборником ВРД известно, [4, с.82], однако дальнейшее исследование и развитие эта тематика не получила, поскольку шла вразрез с контрольным контуром академика Б.С. Стечкина. Основным свойством зоны заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником любого ВРД, является наличие градиента статических давлений, направленного за потоком, [5, с.26,рис.1б], поэтому утверждение современной теорией ВРД о том ,что $P_{в*} = P_{н*}$ при $\sigma_{вх} = 1$, [4, с.81] является чистейшим абсурдом, поскольку статическое давление на выходе из воздухозаборника при любых скоростях полёта всегда меньше $P_{н*}$. Соотношение, когда $P_{в*} = P_{н*}$, возможно только в одном случае- когда ВРД не работает и ротора КНД,КСД,КВД не вращаются, а двигатель при этом перемещается с определённой скоростью $V_{п}$. Поэтому формулы (3.1), (3.2), приведённые в [4, с.81], лишены всякого физического смысла и являются ошибочными, поскольку ошибочным является понятие F_n , так как контрольный контур академика Б.С. Стечкина должен начинаться с зоны заторможенного потока с начальным статическим давлением равным $P_{н*}$, а утверждать, что при $V_{п} > 0$ воздушный поток входит в двигатель через площадь F_n со статическим давлением, равным P_n , - это выходит за рамки разумных понятий, это ошибочно.

Зона заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником любого ВРД при $V_{п} > 0$, которую академик Б.С. Стечкин не учёл в своём контрольном контуре, имеет и отрицательное свойство, связанное с наличием зоны Н-f, [5,с.26,рис.1б], статическое давление в которой выше P_n , за этой зоной Н-f следует зона вакуумирования потока f-B. Известно, что процесс вакуумирования газового потока всегда сопровождается понижением T_v , вплоть до отрицательных температур, а говорить о повышении T_B^* выше 0°C можно только при $V_{п} \geq 1,4\text{Мп}$.

Известно также , что все авиационные катастрофы имеют место при $V_{п} \leq C_k$, (360-396 км/час), поэтому при таких скоростях полёта трактовка генерирования отрывных течений, помпажа, предложенная современной теорией ВРД и основанная на увеличении T_B^* , носит ошибочный характер, поскольку при $V_{п} \leq C_k$ ни о каком повышении T_B^* не может быть и речи, наоборот, при таких скоростях полёта T_v всегда понижается и никогда не генерирует отрывные течения на последних РК КВД. Причины генерирования отрывных течений на лопатках первого РК КНД необходимо искать только в зоне заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником любого ВРД при $V_{п} > 0$.

Поэтому первичной целью (заданием) данного раздела статьи является:

Дать абсолютно правильное, реальное описание причин генерирования отрывных течений на первом РК КНД, приводящих к генерированию неустойчивой работы ВРД, помпажу, заглоханию ВРД, к снижению безопасности полётов при взлёте, полёте и посадке.

Причины генерирования отрывных течений на лопатках первого РК КНД, приводящие к неустойчивой работе ВРД, помпажу, заглоханию ВРД, к снижению безопасности полётов при взлёте, полёте и посадке. Постановка вторичной цели.

При взлёте авиалайнера перед всеми его двигателями генерируется дроссельная-тормозящая зона заторможенного потока Н-f, [4, с. 82], [5, с. 26, рис. 1б, режим полёта при $V_{п} < C_k$]. При этой скорости взлёта все рабочие колёса компрессоров работают в режиме недогруза, особенно в сечении В-В. Это означает, что осевая скорость газового потока на всех рабочих колёсах компрессоров увеличивается выше расчётного значения, особенно в сечении В-В. При этом КПД, P_k^* , $P_{нпр}^*$ (P_r^*), тяга двигателей уменьшаются, [4, с.49, рис. 1.24]. Если при этом режиме взлёта увеличивается плотность газового потока,

входящего в двигатель, например, при минусовых температурах, повышенной влажности воздуха, при попадании в плотный туман, густую облачность, в реактивную струю от двигателей пролетевшего самолёта, при полёте в инверсионном слое и др., то заглохание двигателей любого самолёта всегда идёт по следующей схеме:

1. Увеличивается плотность газового потока в зоне Н-f, дроссельной зоне заторможенного потока, что способствует увеличению статического давления в этой зоне, одновременно увеличивается инерционность этой зоны заторможенного потока, что способствует существенному увеличению её дросселирующей (тормозящей) способности, поскольку абсолютная скорость газового потока в зоне Н-f всегда направлена против потока и тормозит последний.

2. Увеличение дросселирующей (тормозящей) способности зоны заторможенного потока Н-f мгновенно генерирует падение статического давления газового потока в сечении В-В, [5, с. 26, рис. 1б]. Согласно уравнению неразрывности струи двигатель пытается сохранить расход газового потока постоянным для данного режима взлёта.

3. Падение статического давления в сечении В-В мгновенно генерирует увеличение осевой скорости газового потока C_a в сечении В-В выше расчётного значения при одновременном увеличении силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в этом же сечении, [5, с. 26, рис. 1в, поз. 7].

4. Увеличение C_a выше расчётного значения всегда приводит к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого РК КНД, поскольку углы атаки i при этом уменьшаются ниже $-(5-7^\circ)$, генерируется развитый срыв потока, который приводит к заглоханию двигателей авиалайнера в полёте, к снижению безопасности полётов.

4.1. Увеличение C_a выше расчётного значения одновременно приводит к увеличению силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жёсткого (упругого) удара в сечении В-В в колебательном режиме. Эти ударные волны одинаково распространяются по всем направлениям. Ударные волны, которые направлены против потока, тормозят последний, уменьшая C_a ниже расчётного значения, что изменяет углы атаки i выше $5-7^\circ$, что приводит к генерированию развитого срыва потока по спинкам лопаток первого РК КНД, заглоханию ВРД самолёта в полёте, к снижению безопасности полётов.

Таким образом, единая теория движителей на непрерывных потоках, основанная на кинематическом анализе и фундаментальных формулах тяги, полётного (тягового) КПД, [2, с. 15-20], основанная также на фундаментальной теореме о подъёмной силе продуваемого профиля [3, с. 146-153], позволяет легко и просто разбираться в любых сложнейших физических процессах, имеющих место при работе любых ВРД.

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках разработала не только правильное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, [5, с. 28], связанного с заменой характера движения части газового потока в зоне Н-В с нарастающим ускорением, что имеет место в современных ВРД, на синусоидальный с уменьшающимся ускорением газового потока в сечении В-В, что полностью устраняет кинематическую зону жёсткого (упругого) удара в сечении В-В, существенно снижает децибельную характеристику, позволяет увеличить КПД, P_k^* , $R_{нср}^*$ (P_r^*), тягу двигателя, высоту полёта, позволяет снизить расход топлива, но и ставит конкретную цель исследовательского характера перед ЗМКБ «Прогресс», ГНЦ ЦИАМ, ЦАГИ, связанную с определением диапазона устойчивой работы компрессора по $(C_a + \Delta C_a)$ путём дросселирования газового потока не сзади компрессора, как это принято в современной теории ВРД, а дополнительно ещё и спереди компрессора, как это делает зона заторможенного потока Н-f, [5, с. 26, рис. 1б].

Вышеизложенное направление технического прогресса уже внедрено во всех вновь проектируемых двигателях в ЗМКБ «Прогресс», г. Запорожье, например ВРД Д436-ТП, а это означает, что компрессора ВРД с синусоидальным входом газового потока в зоне Н-В, при прочих равных условиях, имеют существенно повышенную газодинамическую устойчивость работы по сравнению с компрессорами с наличием кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении В-В.

На основании вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит дополнительную вторичную цель исследовательского характера перед ЦАГИ, г. Москва, связанную с проведением полного комплекса исследований зоны заторможенного потока, генерируемой перед работающим ВРД, в аэродинамической трубе при различных режимах работы ВРД и различных скоростях продуваемого газового потока (при различных V_n).

Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок. Ошибочный контрольный контур, неправильное понимание и применение уравнения Эйлера привели академика Б.С. Стечкина к ошибочному выводу фундаментальных формул тяги, полётного (тягового) КПД в 1929 г., которые наряду с ошибочной фундаментальной теоремой о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е. Жуковским в 1912 г., не только задержали технический прогресс в области авиадвигателестроения более, чем на 80 лет, но и послужили источником тысяч авиационных катастроф по причине заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте, посадке.

Этот ошибочный фундаментальный базис послужил основой для ошибочного описания ряда узловых физических явлений.

Например, в авиационных ВУЗах абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как термодинамический цикл ТРД в координатах $P-U$, $T-S$, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как процесс генерирования тяги ВРД, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как полётный (тяговый) КПД ВРД, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое понятие, как F_n и всё, что связано с ним, абсолютно ошибочно преподносится студентам описание работы ТРД, ТРДД, ТРДФ, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как теоретические и физические основы процесса генерирования отрывных течений и многое другое, а о кинематическом анализе характера изменений статических давлений газового потока, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических – инерционных сил) ни в теории, ни преподавателям авиационных ВУЗов вообще ничего неизвестно.

Всё это привело к тому, что дипломированные выпускники авиационных ВУЗов, уже как конструктора ВРД, проектируют последние с грубейшими конструктивными ошибками, которые приводят ВРД к заглоханию при взлёте, полёте, посадке, и в результате ни один из авиационных специалистов, преподавателей на данном этапе не может точно назвать причину заглохания ВРД при взлёте, полёте и посадке.

Всё это привело к тому, что современная теория ВРД разделилась на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно, при этом теоретическая часть, которая должна быть основой основ, которая должна всегда идти впереди экспериментальной части, в реалиях представляет собой абсолютно недоработанную, отсталую теорию ВРД.

Экспериментальная часть современной теории ВРД на данном этапе является основой проектирования ВРД, при этом необходимо отметить, что при полном отсутствии

правильной теоретической базы, экспериментальной части потребовались десятилетия, чтобы правильно прийти к определённым выводам, или к правильной трактовке того или иного физического явления, имеющего место при работе ВРД. Однако экспериментальная часть, без правильной теории, не может сразу наметить реальные пути технического прогресса в области авиадвигателестроения, она идёт к этому техническому прогрессу наощупь, вслепую, веками. Именно в такое положение академик Б.С. Стечкин и профессор Н.Е. Жуковский поставили современную теорию воздушно-реактивных двигателей, именно такое состояние современной теории ВРД лучшие умы оценивают кризисным, [1, с. 5-7].

Созданная принципиально новая единая теория двигателей на непрерывных потоках последовательно, шаг за шагом, раскрыла не только реальный процесс генерирования тяги ВРД, [2, с. 15-20] реальные формулы полётного (тягового) КПД, [2, с. 15-20], реальную теорему о подъёмной силе продуваемого профиля [3, с.146-153], причины заглохания ВРД при взлёте, полёте, посадке, [5, с. 24-28], но и разработала реальные, уже внедрённые в авиадвигателестроение, направления технического прогресса, связанные с повышением газодинамической устойчивости работы ВРД при взлёте, полёте и посадке, [6, с. 124-134].

В современной теории ВРД существует много недостаточно правильно описанных физических явлений, например, зона отрыва потока Н-С-Н от спинки продуваемого профиля, которую единая теория относит к двигателям на непрерывных потоках, генерирующих отрицательную тягу, поэтому вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД зоны отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н от спинки продуваемого профиля будет рассмотрено в следующей статье.

Список литературы: 1. *Карачевский Г.* Аэродинамика-кризис классической теории [Текст]/Г. Карачевский/Техника молодёжи, №10, 2005 г., с.5-7. 2. *Мамедов Б. Ш.* Основы единой теории двигателей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (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. 3. *Мамедов Б. Ш.* Глава 2. Основы единой теории двигателей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, как двигателя [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, - Харків: НТУ «ХПІ», 2011, - №33, - с. 146 – 153. 4. *Шляхтенко С. М.* Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко / - М.: Машиностроение, 1987 г., - 568 с. 5. *Мамедов Б. Ш.* Глава 3. Основы единой теории двигателей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте и посадке [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Восточно – Европейский журнал передовых технологий, - Харьков: изд. Технологический центр. Прикладная механика, 5/7 (53), 2011, с. 24-28. 6. *Мамедов Б. Ш.* Глава 4. Основы единой теории двигателей на непрерывных потоках. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте и посадке. [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, - Харків: НТУ «ХПІ», 2011, - №34, - с. 124 - 134.

Надійшла до редколегії 20.03.2013

УДК 629.7.036.001

Анализ современной трактовки генерирования помпажа или неустойчивой работы воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте, посадке/ Мамедов Б. Ш. // Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Нові рішення в сучасних технологіях. – Х: НТУ «ХПІ», – 2013. - № 1 (977). – С. 3-10. – Бібліогр.: 6 назв.

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, пов'язані з помилковою фундаментальною теоремою о підйомній силі продуваемого профілю, розрахованою професором М.Є. Жуковським у 1912 році, з помилковими фундаментальними формулами тяги, польотного (тягового) КПД, розрахованими академіком Б.С. Стечкиним у 1929 році.

Ключові слова: газодинамічна стійкість роботи повітря-реактивного двигуна, кінематичний аналіз

Are considered the drawbacks of modern theory of air-jet engines, which are connected with mistaken fundamental theorem of the raising force of blowing profile, calculated by professor N.Y. Gukovsky in 1912 year, with mistaken fundamental formulars of thrust and flying (thrust) efficiency, calculated by academician B.S. Stechkin in 1929 year.

Keywords: gasodinamic steady work of air-jet engines, kinematical analyse.

УДК 621.81.004.62/.63

С. М. ПОПОВ, д-р фил. наук, проф., ЗНТУ, Запоріжжє

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЗАЛИШКОВОГО АУСТЕНИТУ ТА ТВЕРДОЇ НАДЛИШКОВОЇ ФАЗИ НА ЗНОСОСТІЙКОСТЬ НАПЛАВЛЮВАЛЬНИХ СПЛАВІВ

Подано дослідження впливу метастабільною залишкового аустеніту та твердої надлишкової фази гетерогенних наплавлювальних сплавів на здатність опиратися абразивному руйнуванню в умовах напівзакріпленого абразиву. Проаналізовано залежність масової частки мартенситу від величини напружень деформації. Розглянуто та систематизовано порядок проведення побудови багатокритеріальної математичної моделі трибосистеми на базі активного експерименту. Приведено результат дослідження впливу хімічного складу наплавленого матеріалу на зносостійкість.

Ключові слова: дисипація, залишковий аустеніт, $\gamma \rightarrow \alpha$ перетворення, попередня деформація, надлишкова фаза, рівняння регресії, еталон, поверхні відгуку, зносостійкість.

Введення. Сплави з високою початковою твердістю взагалі мають більшу зносостійкість, але виключенням з цього загального правила є сплави, у структурі яких утворюється значна кількість залишкового аустеніту. У процесі зношування таких сталей з метастабільною аустенітною структурою під впливом енергії абразивних зерен на поверхні тертя може відбуватися утворення мартенситу деформації [1,2].

Цей процес тісно зв'язаний з перерозподілом витрат енергії, тобто її дисипацією, яка здійснює запуск механізмів, що зміцнюють робочу поверхню деталей, що зношуються. В тому ж разі, не зовсім ясно коли і як, за яких умов може відбуватися реальне підвищення зносостійкості та що треба робити у випадках коли цього не трапляється. Складність прогнозу оптимального структурно-фазового стану наплавлювального сплаву, по перше обумовлено складним механізмом абразивної руйнації, а по друге також пов'язана з причиною відсутності чітких критеріїв і методів, за якими можна достовірно оцінювати здатність матеріалів до опору зношуванню, посиляючись на його фізико-механічні властивості, хімічний склад та структуру металу. Тому задача вивчення впливу залишкового аустеніту та твердої надлишкової фази на зносостійкість наплавлювальних сплавів є дуже актуальною та нагальною науковою проблемою.

Аналіз літературних даних та постановка проблеми. Чутливість до адаптації сталей і сплавів до зовнішніх механо-енергетичних впливів, що приводять до мартенситного ($\gamma \rightarrow \alpha$) перетворення, залежить від температури мартенситної точки, що у значній мірі визначається вмістом вуглецю і легуючих елементів у твердому розчині [1,2]. Утворення мартенситу деформації супроводжується складним зрушенням у кристалічній ґратці метастабільного аустеніту. При зовнішньому силовому впливі в процесі зношування метал робочої поверхні отримує енергію, необхідну для ($\gamma \rightarrow \alpha$) перетворення [3]. Значний вплив на зміцнення аустеніту, його стабільність відносно динамічних деформаційних мартенситних перетворень і, відповідно, властивості сплавів з нестабільним аустенітом здійснює попередня холодна та тепла пластичні деформації. В залежності від режиму їх проведення вони можуть стабілізувати чи дестабілізувати аустеніт і неоднозначно впливати на властивості [5]. Для зменшення кількості аустеніту та