

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, які приводять до заглушення двигунів при зльоті, польоті та посадці, до зниження безпеки польотів

Ключові слова: кінематичний аналіз, зона загальмованого потоку

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, приводящие к заглоханию двигателей при взлете, полете, посадке, к снижению безопасности полетов

Ключевые слова: кинематический анализ, зона заторможенного потока

Are looked through the drawbacks of modern theory of air-jet engines, which come to the engine stopping while takeoff, cruise, takedown, to the lowering of the fly security

Keywords: kinematical analyse, zone of braken flow

ГЛАВА 3. ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ПРИЧИНЫ ЗАГЛОХАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВЗЛЕТЕ, ПОЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

Б. Ш. Мамедов

Доцент, кандидат технических наук

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

1. Введение, постановка проблемы

Современная теория воздушно-реактивных двигателей, ее теоретическая часть, основана 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., поэтому описание многих узловых физических явлений проводится в этой теории или ошибочно, или неточно, и как результат, современная теория воздушно-реактивных двигателей задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, поэтому в настоящее время стоит актуальная проблема создания абсолютно правильной теории воздушно-реактивных двигателей, которая бы точно объясняла любые физические явления, имеющие место в ВРД на любых режимах работы, с целью разработки правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения.

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

Физической основой изменения углов атаки i , приводящих к генерированию отрывных течений на лопатках компрессоров согласно описанию современной теории воздушно-реактивных двигателей, является первоначальная потеря газодинамической устойчивости лопаток последних рабочих колес компрессоров, поскольку при увеличении скорости полета растёт

T_b^* – температура газового потока на выходе из возду-

хозаборника, что приводит к снижению Π_k^* – степени сжатия компрессоров, росту объемного расхода и осевой скорости газового потока на последних ступенях компрессоров и, как следствие, к увеличению отрицательных углов атаки ниже 5-7°, к развитому срыву потока по корытцам лопаток последних рабочих колес. Последние ступени начинают лимитировать расход воздуха через компрессор, из-за чего осевая скорость C_a на входе в компрессор уменьшается, что приводит к росту углов атаки i на лопатках первых ступеней компрессоров выше 5-7°, развитому срыву потока по спинкам лопаток, к помпажу, [1], с.114.

В современной теории воздушно-реактивных двигателей полностью отсутствует такой мощный научный метод, как кинематический анализ характера изменений осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура $H-H_1$, полностью отсутствует такое понятие, как зона заторможенного потока, которая генерируется перед двигателем при $V_n > 0$ хотя сжатие потока перед воздухозаборником ВРД известно, [1], с.82.

Все это привело к тому, что существующая трактовка генерирования отрывных течений на лопатках компрессоров во-первых, носит фатальный (безысходный) характер, от которого избавиться невозможно, во-вторых, ошибочный характер, поскольку известно, что при любой скорости полета более недогруженными являются первые ступени компрессоров, а более перегруженными являются последние ступени ком-

прессоров, например, при $V_n > 0$, где C_k – осевая скорость газового потока на выходе из компрессора, при взлете все ступени компрессоров работают в режиме недогруза, особенно первые. Это означает, что приращение осевой скорости выше расчетного значения на первых ступенях компрессоров, особенно в сечении В, существенно превышает приращение осевой скорости газового потока на последних ступенях компрессоров,

что, естественно приводит к снижению Π_k^* , рисунок 1б, [2], с.7.

При $C_a > V_n > C_k$, где C_a – осевая скорость входа газового потока во входные кромки лопаток первого рабочего колеса компрессора, первые ступени компрессоров остаются недогруженными, т.е. приращение осевой скорости выше расчетного значения пока остается, но меньше, чем в предыдущем режиме, а последние ступени компрессоров перегружены, т.е. осевая скорость газового потока на этих ступенях становится ниже расчетного значения, [2], с.8.

При $V_n > C_k$ все ступени компрессоров работают в режиме перегруза, особенно последние, при этом Π_k^* с увеличением скорости полета уменьшается, поскольку

темпы роста P_n^* существенно превышают темпы роста P_k^* , [2], с.9.

Поэтому целью данной статьи является показать и доказать, что источником генерирования развитого срыва потока, приводящего к заглоханию ВРД при взлете, полете, посадке, к снижению безопасности полетов, являются не последние ступени компрессоров, как это принято в современной ошибочной теории ВРД, а входные кромки лопаток первого рабочего колеса компрессора, после которых идет сжатие газового потока, сечение В, рисунок 1.

3. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке

3.1. Изменение кинематики газового потока на входе в воздушно-реактивный двигатель при увеличении скорости полета

Рассмотрим старт и взлет авиалайнера со взлетно-посадочной полосы. На старте все двигатели работают на расчетном взлетном режиме, при этом инжектирование газового потока в двигатель осуществляется со всей поверхности сфероида F_n , рисунок 1, поз.6, который при этом является зоной невозмущенного потока Н. Согласно содержанию главы 1 для вывода формулы тяги ВРД при $V_n = 0$ весь объем сфероида разбивается на три зоны А, В, С. Зона С генерирует отрицательную тягу, зона В генерирует такую же, но положительную тягу, т.е. эти две зоны (В, С) взаимно компенсируют друг друга по тяге и, в результате, при расчете силы тяги участвует только зона А:

$$R = P_{nc}^* F_{nc} - P_c F_c = P_n F_{vx} - P_c F_c, \text{ при } V_n = 0, \quad (1)$$

где $F_{vx} = F_{nnp}$.

Известно, что в зоне Н-В любого ВРД имеет место наихудшая форма движения частиц газового потока – движение с нарастающим ускорением. При графическом дифференцировании графика изменения осевых скоростей tga , который показывает изменение ускорения газового потока, в зоне Н-В постоянно растет и носит положительное значение. В сечении В, которое совпадает со входными кромками лопаток первого рабочего колеса (РК) компрессора, tga мгновенно меняет свое значение на отрицательное, поскольку после сечения В идет процесс сжатия газового потока с одновременным уменьшением осевых скоростей. Мгновенная смена значений tga в сечении В свидетельствует о том, что это сечение является кинематической зоной жесткого (упругого) удара, которая генерирует мощные ударные волны в колебательном режиме, которые распространяются во все стороны одинаково, рисунок 1в, [2], фиг.1. Осевая скорость входа C_a газового потока в лопатки первого РК имеет расчетное значение при $V_n = 0$.

После растормаживания тормозных колодок колес авиалайнер входит во взлетный режим с нарастающей скоростью полета V_n . При этом зоны В, С сфероида исчезают под действием скоростного напора набегающего потока воздуха, остается только зона А, газовый поток в которой начинает сжиматься, поскольку двигатель не успевает пропускать через себя весь набегающий поток воздуха, зона невозмущенного потока Н по оси двигателя начинает приближаться к последнему, характеристика изменений осевых скоростей становится более крутой, рисунок 1б, [2], с.22, фиг.1, C_a при этом увеличивается выше расчетного значения, поскольку при $V_n > 0$ перед двигателем всегда генерируется дроссельная (тормозящая) зона заторможенного потока Н- f , рисунок 1б, форма которой – параболоид со

статическим давлением P_n^* по его наружной поверхности, которая заканчивается на входном сечении воздухозаборника площадью F_{vx} , рисунок 1а, поз.2, тяга двигателя при этом рассчитывается по формуле:

$$R' = P_{nc}^* F_{nc} - P_c' F_c = P_n^* F_{vx} - P_c F_c, \text{ при } V_n = 0, \quad (2)$$

где $F_{vx} = F_{nnp}$.

3.2. Теоретические и физические основы генерирования дроссельной (тормозящей) зоны заторможенного потока Н- f на входе в воздушно-реактивный двигатель при $V_n > 0$

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

В современной теории ВРД торможение газового потока перед воздухозаборником ТРД известно, [1], с.82, однако развитие этой тематики это физическое явление не получило, поскольку оно шло вразрез с газодинамическими характеристиками потока на входе в ТРД, предложенными академиком Б.С.Стечкиным в его контрольном контуре при выводе формулы тяги, полетного (тягового) КПД ТРД в 1929г. В этой связи необходимо отметить, что контрольный контур, выбранный академиком Б.С.Стечкиным, [1], с.44, рис.1.22,

ошибочен, поскольку он не учел зону заторможенного потока в зоне Н-d, что повлекло за собой ошибочное определение понятия F_n , как некоторой площади в плоском сечении Н-Н со статическим давлением P_n , расход воздуха через которую равен расходу воздуха, прошедшего через двигатель, [1], с.81. Поэтому вся теоретическая часть современной теории ВРД, опирающаяся на такие ошибочные понятия, как F_n , тяга, полетный (тяговый) КПД по формулам академика Б.С.Стечкина, является ошибочной.

Известно, что на любую частицу газового потока в пределах контрольного контура Н-Н1 при $V_n > 0$ действует дополнительная работа – кинетическая энергия от переносной скорости полета. V_n , которая всегда направлена против потока, тормозя последний, и основная работа – кинетическая энергия от абсолютной осевой скорости газового потока C_i , которая всегда направлена за потоком. Общая кинетическая энергия (работа), которая приложена к любой частице газового потока в пределах контрольного контура Н-Н1, описывается уравнением:

$$A = m_a \frac{(C_i - V_n)^2}{2} \quad (3)$$

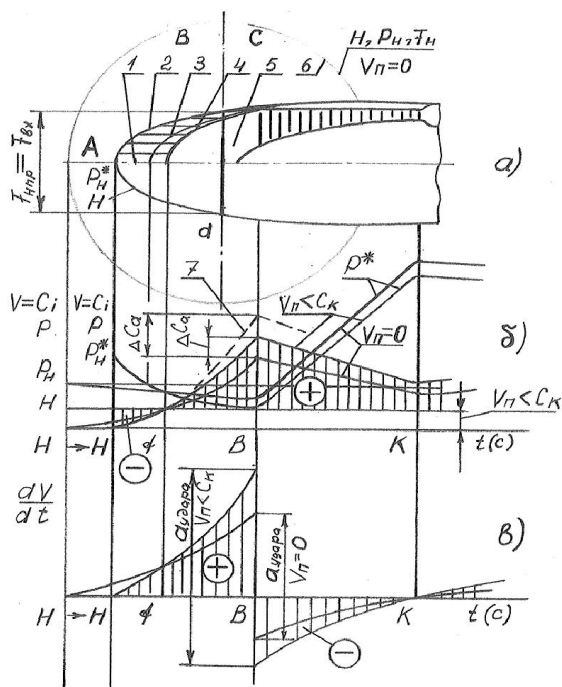


Рис. 1. Динамика процесса заглохания современных воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке в условиях низких температур и повышенной влажности воздуха, при вхождении в плотный туман, облачность, инверсионный слой, в реактивную струю от двигателей пролетевшего самолета и т.д.

На рис. 1 показано: а – часть контрольного контура Н-К при $V_n > 0$; 1 – дроссельная (тормозящая) зона заторможенного потока Н-f со статическим давлением выше P_n ; 2 – наружная параболаидная поверхность дроссельной (тормозящей) зоны заторможенного потока со статическим давлением P_n^* , заканчивается на входе в воздухозаборник ВРД при $V_n > 0$; 3 – условная

параболическая поверхность со статическим давлением P_n , заканчивается на внутренней поверхности воздухозаборника в сечении В-В при $V_n > 0$; 4 – условная параболическая поверхность со статическим давлением ниже P_n в сечении f-f, заканчивается на внутренней поверхности воздухозаборника в сечении В-В при $V_n > 0$; 5 – зона ускоренного газового потока со статическим давлением ниже P_n при $V_n > 0$; 6 – сфероидная зона невозмущенного потока Н, площадью F_n со статическим давлением P_n на расчетном взлетном режиме при $V_n = 0$; 7 – характер увеличения C_a при вхождении авиалайнера в плотный туман, облачность, инверсионный слой, в реактивную струю от двигателей пролетевшего самолета, при полете в низкотемпературной атмосфере с повышенной влажностью и т.д.

Кинематический анализ, приведенный на рисунке 1, показывает, что при $V_n < C_k$ в зоне Н-f генерируется дроссельная (тормозящая) зона заторможенного потока, поскольку $V_n > C_i$. Вся дополнительная кинетическая энергия от переносной скорости полета V_n , согласно уравнения Бернулли, идет на дополнительное сжатие газового потока при одновременном уменьшении его абсолютной осевой скорости C_i . В сечении Н вся дополнительная кинетическая энергия (работа) от переносной скорости полета, $m_n V_n^2 / 2$, идет на сжатие основного потока, поэтому в сечении Н статическое давление P_n^* существенно превышает P_n , рисунок 1б.

Форма дроссельной (тормозящей) зоны заторможенного потока – параболаид, что объясняется неравномерностью осевых скоростей газового потока C_i на входе в воздухозаборник ВРД, [1], с.83, рис.3.3. То есть дроссельная (тормозящая) зона заторможенного потока раньше наступает там, где осевая скорость газового потока C_i имеет меньшее значение – по периферии потока. Градиент статических давлений в зоне Н-В, включая дроссельную зону заторможенного потока Н-f, всегда направлен за потоком, газодинамические характеристики газового потока в сечении f (осевая скорость, ускорение, статическое давление) остаются такими, как при $V_n = 0$, общая кинетическая энергия, формула (3), в сечении f равняется нулю, поскольку $V_n = C_i$, [2], с.7.

Зона заторможенного потока Н-f, которая движется против потока с переносной скоростью V_n , является динамическим дросселем, который тормозит поток, при этом известно, что расход газового потока через двигатель при увеличении V_n увеличивается, поскольку растет P_n^* , [1], с.261, рис.8.48. Поскольку зона заторможенного потока Н-f является динамическим дросселем, который тормозит поток, то увеличение расхода газового потока через двигатель на взлетном режиме при окружной скорости первого РК ротора осевого компрессора $U = \text{const}$ осуществляется только за счет генерирования зоны ускоренного потока ф-В, в которой в сечении В статическое давление становится ниже расчетного значения, что, в свою очередь, генерирует увеличение C_a в сечении В существенно выше расчетного значения. Если отрицательные углы атаки становятся ниже 5-7°, то генерируется развитой срыв потока по корытцам лопаток первого РК ротора осевого компрессора ВРД, что приводит к заглоханию двигателя на первых секундах взлета, снижению безопасности полетов.

Это явление абсолютно неизвестно ни в теории, ни конструкторам, которые проектируют авиадвигатели, поскольку в современной теории ВРД полностью отсутствует кинематический анализ.

Таким образом, зона заторможенного потока Н-*f* – это зона, в которой статическое давление существенно превышает расчетное для взлетного режима при одновременном снижении абсолютных осевых скоростей газового потока $C_{г}$, зона ускоренного потока *f*-В – это зона, в которой статическое давление существенно меньше расчетного значения для взлетного режима при одновременном увеличении абсолютных осевых скоростей газового потока $C_{г}$. В контрольном контуре Н-Н₁ переход потенциальной энергии в зонах заторможенного потока к кинетическую энергию в зонах ускоренного потока всегда осуществляется в пределах Закона сохранения энергии.

Кинематический анализ показывает, что при взлете до $V_{п} = C_{к}$ на первых секундах взлета все рабочие колеса компрессора работают в режиме недогруза, поскольку статическое давление в зоне В-К ниже расчетного значения для взлетного режима, особенно в сечении В, соответственно осевые скорости газового потока выше расчетного значения, особенно в сечении В. Это очень опасный режим взлета, поскольку, в первую очередь, он ведет к существенному увеличению C_a в сечении В, что может привести к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса ротора осевого компрессора, заглоханию двигателя при взлете, снижению безопасности полетов, во вторую очередь, он ведет к снижению КПД, $P_{нр}^* = P_{г}^*$, тяги двигателя, [1], с.49, рис.1.24.

Таким образом, наиболее опасным режимом взлета является режим до $V_{п} = (0,2-0,3)Mп$ при высокой плотности газового потока, входящего в двигатель, при котором одновременно с повышением C_a в сечении В зоны ускоренного потока *f*-В характеристика изменения осевых скоростей газового потока в зонах Н-В, В-К становится более крутой, положительный и отрицательный $t_{га}$ в сечении В увеличивается, что приводит к увеличению ускорения удара, рисунок 1в, и мощности ударных волн, генерируемых в сечении В – кинематической зоне жесткого (упругого) удара.

Мощные ударные волны в колебательном режиме, которые генерируются в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в сечении В, направленные против потока, тормозят последний, уменьшая C_a , что при постоянной окружной скорости *U* первого рабочего колеса приводит к увеличению углов атаки. Если положительные углы атаки при этом превышают 5-7°, то генерируется развитый срыв потока по спинкам лопаток первого рабочего колеса, которое сжимает поток, компрессор ВРД входит в режим неустойчивой работы, что при взлете, полете, посадке приводит к заглоханию ВРД, снижению безопасности полетов.

Таким образом, при взлете, особенно на первых секундах, на входных кромках лопаток первого рабочего колеса ротора осевого компрессора имеет место динамическая смена углов атаки в колебательном режиме от отрицательных (генерируемых увеличением C_a) до положительных (генерируемых уменьшением C_a). При определенных условиях, например, завышенной расчетной осевой скорости газового потока C_a (240-250 м/с) на входе в первое рабочее колесо ротора осевого

компрессора, высокой плотности входящего потока при пониженных температурах и высокой влажности и др., динамическая смена углов атаки в колебательном режиме от отрицательного до положительного значения приводит к увеличению углов атаки выше 5-7°, к развитому срыву потока по корытцам или по спинкам лопаток первого рабочего колеса ротора осевого компрессора, заглоханию двигателя при взлете, полете, посадке, снижению безопасности полетов.

Таким образом, при взлете авиалайнера перед всеми его двигателями генерируется зона Н-*f* заторможенного потока, [1], с.82, [2], с.22, фиг.1, режим полета при $V_{п} < C_{к}$. При этом режиме взлета все рабочие колеса компрессоров работают в режиме недогруза, особенно в сечении В. Это означает, что осевая скорость газового потока во всех рабочих колесах компрессоров увеличивается выше расчетного значения, особенно в сечении В. КПД, $P_{к}^*$, $P_{нр}^*$ ($P_{г}^*$), тяга двигателей при этом уменьшаются. Если при этом режиме взлета увеличивается плотность газового потока, входящего в двигатели, например при минусовых температурах и повышенной влажности воздуха, при попадании в плотный туман, густую облачность, в реактивную струю от двигателей пролетевшего самолета, при полете в инверсионном слое и др., то заглохание двигателей авиалайнера всегда идет по следующей схеме:

1. Увеличивается плотность газового потока в зоне Н-*f*, зоне заторможенного потока, что способствует увеличению статического давления в этой зоне, одновременно увеличивается инерционность зоны заторможенного потока, существенно увеличивается ее дросселирующая (тормозящая) способность.

2. Увеличение дросселирующей (тормозящей) способности зоны заторможенного потока Н-*f* мгновенно генерирует падение статического давления в сечении В, рисунок 1б, [2], с.22, фиг.1.

3. Падение статического давления в сечении В мгновенно генерирует увеличение осевой скорости потока C_a в сечении В выше расчетного значения при одновременном увеличении силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в этом же сечении, рисунок 1б, поз.7.

4. Увеличение C_a выше расчетного значения всегда приводит к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора, поскольку углы атаки при этом уменьшаются ниже $-(5-7^\circ)$, генерируется развитый срыв потока, который приводит к заглоханию двигателей авиалайнера в полете, снижению безопасности полетов.

4.1 Увеличение C_a выше расчетного значения одновременно приводит к увеличению силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в сечении В в колебательном режиме. Эти ударные волны одинаково распространяются по всем направлениям. Ударные волны, которые направлены против потока, тормозят последний, уменьшая C_a ниже расчетного значения, что изменяет углы атаки выше 5-7°, что приводит к генерированию развитого срыва потока со спинок лопаток первого рабочего колеса компрессора, к заглоханию двигателей авиалайнера в полете, снижению безопасности полетов.

4. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Таким образом, полное отсутствие в современной теории воздушно-реактивных двигателей правильного вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля привело к тому, что многие физические явления, которые имеют место при работе ВРД, описаны ошибочно или неточно. Ярчайшим примером является описание процесса заглохания двигателей при взлете, полете, посадке, основанное на необоснованном утверждении о том, что первоначальным источником генерирования отрывных течений, приводящих к развитому срыву потока, являются последние рабочие колеса компрессоров, которые затем лимитируют работу первых рабочих колес, уменьшая C_a , с последующим генерированием развитого срыва потока, что приводит к помпажу, [1], с.114. Такое описание процесса заглохания ВРД основывается на абсолютно необоснованном утверждении о том, что при увеличении скорости полета наибольшее увеличение осевой скорости газового потока, в связи с увеличением расхода, имеет место на последних рабочих колесах компрессоров. Такое необоснованное утверждение основывается на том, что в современной теории ВРД полностью отсутствует кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁. Современная теория ВРД таким ошибочным описанием дефекта ставит конструкторов в безвыходное положение, поскольку предпринять что-либо в конструкции авиадвигателя, с целью устранения этого серьезного дефекта, ничего невозможно, поскольку согласно описанию – это фатальная безысходность, которая говорит, что авиадвигатели заглохали, заглохают и будут заглохать при взлете, полете, посадке. Из этого ошибочного описания дефекта следует, что современная теория ВРД, основанная на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, на ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, не только задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, но и абсолютно не видит и не может дать ни сейчас, ни в будущем ни одного правильного направления технического прогресса в этой области.

Введение в теорию ВРД кинематического анализа характера изменения осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁ позволяет правильно вывести не только формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого профиля, но и дать точное описание процесса заглохания двигателей при взлете, полете, посадке.

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках описание этого дефекта дает абсолютно реальный процесс заглохания двигателей при взлете, полете, посадке, основанный на генерировании перед двигателем при $V_{п} > 0$ зоны заторможенного потока Н-f, рисунок 1, которая дросселирует (тормозит) основной поток, вызывая падение статического давления в сечении В ниже расчетного значения, что при наличии характера движения

частиц в зоне Н-В с нарастающим ускорением, приводит к существенному увеличению C_a в сечении В выше расчетного значения, к уменьшению углов атаки ниже 5-7°, что приводит к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора, заглоханию двигателя при взлете, полете, посадке. Увеличение C_a в сечении В выше расчетного значения одновременно приводит к увеличению силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в сечении В. Эти ударные волны, которые движутся против потока, тормозят последний, уменьшают C_a в сечении В, что тоже приводит к увеличению углов атаки выше 5-7°, к развитому срыву потока по спинкам лопаток первого рабочего колеса компрессора, к заглоханию двигателя.

Таким образом, согласно описанию процесса заглохания двигателей при взлете, полете, посадке с позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках, основным звеном, регламентирующим снижение газодинамической устойчивости работы ВРД, является характер движения частиц газового потока в зоне Н-В с нарастающим ускорением, который генерирует кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В, поскольку после этого сечения идет сжатие газового потока с одновременным уменьшением осевых скоростей.

Таким образом, в отличие от существующей теории ВРД, уже разработанная единая теория движителей на непрерывных потоках дает следующее направление технического прогресса в области авиадвигателестроения:

– для полного устранения процесса заглохания ВРД при взлете, полете, посадке необходимо заменить характер движения частиц 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, что полностью устранил кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В, существенно снизит децибельную характеристику, позволит увеличить C_a до 260-300 м/с, расход газового потока через двигатель, что позволит увеличить КПД, P_k^* , $P_{нр}^*$ ($P_{г}^*$), тягу двигателя, высоту полета, позволит снизить расход топлива.

Таким образом, проблема повышения газодинамической стойкости работы ВРД напрямую связана с заменой характера движения частиц 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, что будет рассмотрено в следующей статье.

Литература

1. Шляхтенко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / С.М. Шляхтенко, М.: Машиностроение, 1987, –568с.
2. 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.