

УДК 629.7.036.001

Б. Ш. МАМЕДОВ*Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина*

**ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ.
ПРИЧИНЫ ГЕНЕРИРОВАНИЯ НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ
ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
ПРИ ВЗЛЕТЕ В УСЛОВИЯХ ЖАРКОГО КЛИМАТА**

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, связанные, например, с ошибочным описанием процесса генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке в условиях жаркого климата, поскольку в основу современной теории заложены такие глубоко ошибочные фундаментальные понятия, как термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, формулы тяги и полетного (тягового) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля, что приводит к неточному или ошибочному описанию многих процессов, имеющих место при работе турбореактивных двигателей, что приводит к ошибочному проектированию турбореактивных двигателей.

Ключевые слова: заторможенный поток, дросселирование потока, отрыв потока.

Введение

На основании существующего глубоко ошибочного термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, в котором точка В находится выше точки Н [1, с. 16-17, рис. 1.1, 1.3], современная теория воздушно-реактивных двигателей дает следующее описание генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей, цитируем: "...Уменьшение $\bar{p}_{пр}$ будет идти за счет роста T_v^* , например, в связи с увеличением скорости полета. Это приведет к снижению P_k^* , росту объемного расхода и осевой скорости на последних ступенях компрессора и, как следствие, к отрицательным углам атаки, последние ступени начинают лимитировать расход воздуха через компрессор, из-за чего осевая скорость C_a на входе в компрессор уменьшается, и растут углы атаки i на первых ступенях компрессора. При существенном увеличении углов атаки наступает отрыв потока со спинок лопатки рабочего колеса, а это вызывает помпаж компрессора...", [1, с. 114].

От такого описания причин генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете веет фатализмом, поскольку устранить этот дефект, согласно вышеприведенному описанию, невозможно. Получается, что ни один из турбореактивных двигателей не должен взлететь, поскольку в каждом двигателе при увеличении ско-

рости полета V_n увеличивается T_v^* – температура газового потока (воздуха) в выходном сечении воздухозаборника. Такое описание причин генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей является полностью ошибочным, поскольку основывается на ошибочном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S [2, 3], на ошибочных формулах тяги и полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [4], на ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля [5].

1. Постановка цели (задания)

Поэтому уже разработанная единая теория двигателей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) на основе правильно разработанного термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S [2, 3], на основе правильно выведенных формул тяги, полетного (тягового) КПД [4], на основе правильно выведенной теоремы о подъемной силе продуваемого профиля [5] дать точное описание причин генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке в условиях жаркого климата и на базе этого наметить принципиально новое направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, направленное на полное устранение неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке.

2. Предпосылки генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей, закладываемые на старте при работе двигателей на взлетном режиме в условиях жаркого климата

Из экспериментальной части современной теории воздушно-реактивных двигателей известно, что при повышенной температуре окружающей среды (МСА, +50°C, например) тяга турбореактивного двигателя при работе на расчетном режиме уменьшается, а осевая скорость газового потока C_c в выходном сечении реактивного сопла наоборот увеличивается [1, с. 290], при одновременном снижении P_c .

Рассмотрим, как объясняют это физическое явление две теории: современная теория воздушно-реактивных двигателей и единая теория движителей на непрерывных потоках согласно соответствующих формул тяги:

$$R = G_r C_c, \quad (1)$$

$$R = P_r^* F_r - P_c F_c, \quad (2)$$

где формула тяги (1) принята в современной теории, а формула тяги (2) принята в единой теории движителей. В формулах тяги (1), (2) приняты следующие обозначения:

R – тяга турбореактивного двигателя на расчетном режиме при $V_{п} = 0$;

G_r – массовый расход газового потока через двигатель на расчетном режиме при $V_{п} = 0$;

C_c – осевая скорость газового потока в выходном сечении реактивного сопла на расчетном режиме при $V_{п} = 0$;

P_r^* – статическое давление заторможенного газового потока на расчетном режиме в сечении Г-Г (на входе в первый сопловой аппарат турбины) при $V_{п} = 0$;

F_r – площадь газодинамического тракта в сечении Г-Г;

P_c – статическое давление газового потока в выходном сечении реактивного сопла на расчетном режиме при $V_{п} = 0$;

F_c – площадь выходного сечения нерегулируемого реактивного сопла турбореактивного двигателя.

Современная теория воздушно-реактивных двигателей объясняет уменьшение тяги двигателя при повышенных температурах окружающей среды

только уменьшением расхода воздуха G_r , проходящего через двигатель, за счет уменьшения оборотов ротора компрессора $\bar{n}_{пр}$, что является глубоко ошибочным мнением, поскольку скорость газового потока C_c никогда не создает тягу турбореактивного двигателя [4], и сама по себе формула тяги (1) не отражает реальный процесс генерирования тяги турбореактивным двигателем, поскольку с помощью этой формулы невозможно понять и правильно описать любые физические процессы, имеющие место при работе турбореактивного двигателя, невозможно наметить правильные пути технического прогресса в области авиадвигателестроения, поскольку известно, что обороты ротора компрессора при любых температурах воздуха есть величина постоянная и обеспечивается системой автоматического регулирования по закону $n = \text{const}$ на расчетном режиме, [1, с. 223]. Поэтому сам термин $\bar{n}_{пр}$, [1, с. 114], выражение «уменьшение $\bar{n}_{пр}$ », являются ошибочными, не соответствующими реалиям.

Далее, бытующее в современной теории воздушно-реактивных двигателей мнение о том, что уменьшение расхода газа с увеличением температуры объясняется тем, что скорость газового потока при этом увеличивается пропорционально квадратному корню из температуры, а плотность уменьшается пропорционально температуре, в итоге расход газового потока, прошедшего через двигатель, уменьшается пропорционально квадратному корню из температуры, является ошибочным. Ошибка заключается в том, что не учтен дополнительный основной фактор, способствующий дополнительному основному увеличению осевой скорости газового потока в зоне Н-В турбореактивного двигателя. Таким дополнительным основным фактором является увеличение градиента статических давлений в зоне Н-В турбореактивного двигателя при (МСА, +50°C, например), направленного по потоку, по сравнению с аналогичным при (МСА, +15°C) за счет падения статического давления газового потока в сечении В-В ниже расчетного значения, что вызывает дополнительное основное увеличение осевой скорости газового потока выше расчетного значения, сохраняя расход газового потока, прошедшего через турбореактивный двигатель при $V_{п} = 0$, постоянным, не зависящим от колебаний температуры окружающей среды согласно уравнения (4) данной статьи.

Поэтому повышение температуры входящего в двигатель газового потока вовсе не означает уменьшение расхода, как это ошибочно принято в современной теории воздушно-реактивных двигателей. Исходя из вышеизложенного, реальными усло-

виями для объяснения физического процесса уменьшения тяги турбореактивного двигателя при расчетном режиме при повышенных температурах воздуха в условиях жаркого климата являются: $n = \text{const}$, $G_T = \text{const}$, C_c увеличивается, P_c уменьшается.

С позиции современной теории воздушно-реактивных двигателей объяснить данный физический процесс по данным реальным условиям невозможно.

Единая теория движителей на непрерывных потоках считает, что при работе турбореактивного двигателя на расчетном режиме расход газового потока, проходящего через двигатель, не зависит от температуры окружающей среды и есть величина постоянная. Рассмотрим, как единая теория движителей объясняет процесс уменьшения тяги турбореактивного двигателя, процесс увеличения осевой скорости газового потока C_c в выходном сечении реактивного сопла при одновременном уменьшении статического давления P_c при повышении температуры окружающей среды в условиях жаркого климата.

На рис. 1 представлена работа турбореактивного двигателя на расчетном (взлетном) режиме при $V_{\pi} = 0$. При стандартных условиях (МСА, +15°C) двигатель инжектирует (всасывает) газовый поток по сфероиду, рис. 1, поз. 1, в условиях жаркого климата (МСА, +50°C, например) двигатель инжектирует газовый поток по сфероиду, рис. 1, поз. 2, поскольку нагрев воздуха на 35° при постоянном давлении (МСА) увеличивает его объем, плотность воздуха при этом уменьшается, уменьшается также инерционность подогретого воздуха и двигатель, пытаясь сохранить весовой расход G_T постоянным, инжектирует его с более дальнего расстояния, удаляя зону невозмущенного потока H_2 на большее расстояние, рис. 1, поз. 2, увеличивая, таким образом, поверхность инжектирования F_{H_2} – поверхность сфероида, рис. 1, поз. 2.

Рассмотрим трубку тока производительностью 1 л для сфероида рис. 1, поз. 1, тогда для сфероида рис. 1, поз. 2, объем газа, нагреваемого при постоянном давлении, рассчитывается по формуле, [6, с.183]:

$$V_2 = V_1(1 + \alpha t) = 1 \cdot (1 + 0,00367 \cdot 35) = 1,1285 \text{ л, (3)}$$

где V_1 – первоначальный объем газа (1 л) по трубке тока для сфероида, рис. 1, поз. 1;

V_2 – объем подогретого на 35° первоначального объема по трубке тока для сфероида, рис. 1, поз. 2;

α – коэффициент объемного расширения воздуха;

t – температура нагрева.

В условиях жаркого климата уменьшение плотности газового потока (воздуха) в сечении невозмущенного потока H_2-H_2 всегда генерирует адекватное уменьшение плотности газового потока на выходе из воздухозаборника турбореактивного двигателя, сечение В-В, рис. 1, по сравнению со стандартными условиями (МСА, +15°C), что в свою очередь генерирует уменьшение статического давления в сечении В-В ниже расчетного значения, осевая скорость газового потока при этом увеличивается выше расчетного значения, рис. 1б, в. Обоснуем это.

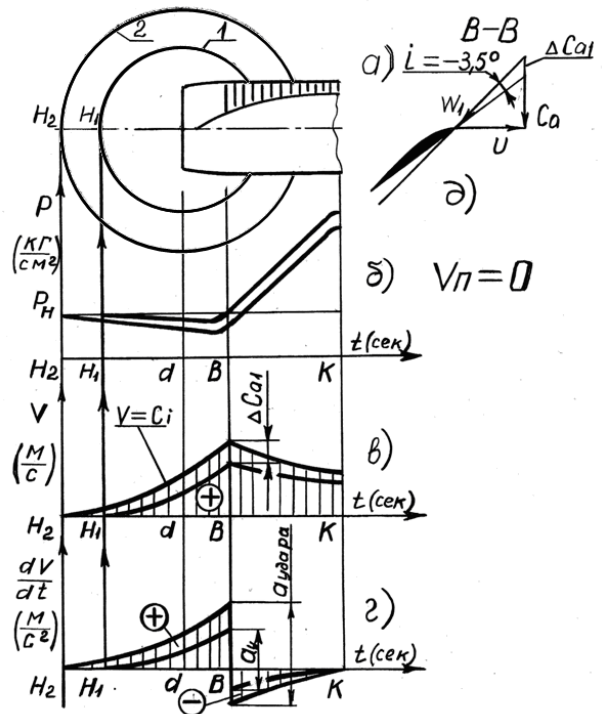


Рис. 1. Характер изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений газового потока в зоне Н-В при работе турбореактивного двигателя на расчетном режиме, $V_{\pi} = 0$, в условиях жаркого климата: 1 – сфероид инжектирования (всасывания) при стандартных условиях окружающей среды; 2 – сфероид инжектирования в условиях жаркого климата

Вне зависимости от температуры окружающей среды турбореактивный двигатель всегда пытается сохранить расчетный (при МСА, +15°) весовой расход газового потока, т.е. весовой расход газового потока, например, через сечение В-В, есть величина постоянная при $V_{\pi} = 0$ и любой температуре окружающей среды:

$$G_T = \text{const} = \rho_{1B} \cdot F_B \cdot C_{B1} = \frac{\rho_{1B}}{1,1285} \cdot F_B \cdot C_{B2}, \quad (4)$$

откуда

$$C_{B2} = 1,1285 \cdot C_{B1}, \quad (5)$$

где ρ_{1B} – расчетная плотность газового потока в сечении В-В при стандартных условиях (МСА, +15°C);

F_B – площадь газодинамического тракта в сечении В-В воздухозаборника;

$C_{B1} = C_{a1}$ – расчетная осевая скорость газового потока в сечении В-В воздухозаборника (МСА, +15°);

$\frac{\rho_{1B}}{1,1285}$ – реальная (уменьшенная) плотность газова-

го потока в сечении В-В в условиях жаркого климата;

$C_{B2} = C_{a2}$ – реальная (увеличенная) осевая скорость газового потока в сечении В-В воздухозаборника в условиях жаркого климата, рис. 1 в.

Например, расчетная осевая скорость C_a , в сечении В-В воздухозаборника турбореактивного двигателя равна 200 м/с, расчетное статическое давление в этом же сечении равно 0,7 кг/см². В условиях жаркого климата (например, МСА, +50°C) реальное статическое давление в сечении В-В при работе двигателя на взлетном режиме в условиях старта на ВПП уменьшается по сравнению с расчетным в 1,1285 раза и составит 0,624 кг/см², а реальная осевая скорость газового потока в сечении В-В воздухозаборника увеличится по сравнению с расчетной и составит 225 м/с, формула (5), реальный угол атаки на лопатках первого рабочего колеса компрессора низкого давления в сечении В-В уменьшится по сравнению с расчетным ($i=0$) и составит -3,5° по корытцу продуваемого профиля лопатки, рис. 1д. Отметим, что предел газодинамической устойчивости работы лопаток компрессоров по углу атаки i по корытцу и по спинке продуваемого профиля составляет соответственно $-(5-7^\circ)$, $+(5-7^\circ)$.

Необходимо отметить, что в условиях жаркого климата снижение статического давления в сечении В-В ниже расчетного значения с одновременным увеличением осевой скорости газового потока $C_{B2} = C_{a2}$ выше расчетного значения автоматически приводит к увеличению осевой скорости газового потока по всем ступеням компрессора и по всей оставшейся длине газодинамического тракта двигателя выше расчетного значения, что приводит к снижению P_k^* , $P_r^* F_r$, тяги двигателя, к увеличению C_c , снижению P_c , рис. 1, рис. 2.

Таким образом, в условиях жаркого климата при работе турбореактивного двигателя на взлетном режиме в условиях старта на ВПП, $V_{п} = 0$, расчетное статическое давление в сечении В-В изменяется в сторону уменьшения, а расчетная осевая скорость газового потока в этом же сечении изменяется в сторону увеличения, что приводит к изменению уг-

ла атаки i на лопатках первого рабочего колеса в сторону уменьшения ($-3,5^\circ$) по корытцу продуваемых лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, рис. 1 д, что создает весомую предпосылку для генерирования неустойчивой работы турбореактивного двигателя при взлете, поскольку допускаемый угол атаки i по корытцу продуваемого профиля (-7°) израсходован уже на половину, вторая половина и более будет израсходована при взлете, при этом неустойчивая работа, заглохание двигателя авиалайнера всегда идет по следующей схеме:

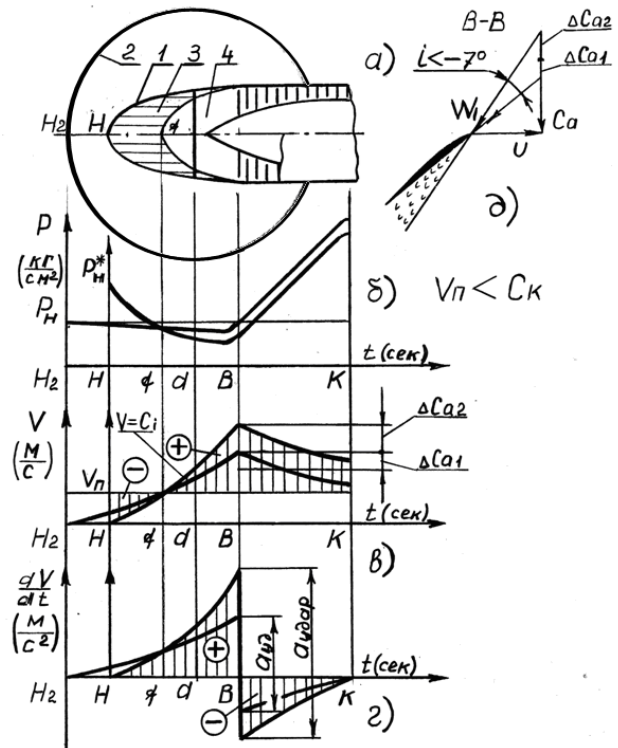


Рис. 2. Характер изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений газового потока в зоне Н-В при работе турбореактивного двигателя на расчетном режиме при взлете, $V_{п} < C_k$,

в условиях жаркого климата:

- 1 – наружный параболоид зоны заторможенного потока при $V_{п} < C_k$; 2 – сфероид инжектирования (всасывания) газового потока при $V_{п} = 0$;
- 3 – дроссельная зона заторможенного потока;
- 4 – зона ускоренного потока

1. Увеличивается плотность газового потока в зоне Н-ф, в 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-ф мгновенно

венно генерирует падение статического давления в сечении В-В, рис. 2 б, в.

3. Падение статического давления в сечении В-В мгновенно генерирует увеличение осевой скорости потока C_a в сечении В-В выше расчетного значения при одновременном увеличении силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в этом же сечении, рис. 1 и 2.

4. Увеличение C_a выше расчетного значения всегда приводит к развитому срыву потока по корыткам 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 в колебательном режиме. Эти ударные волны одинаково распространяются по всем направлениям. Ударные волны, направленные против потока, тормозят последний, уменьшая C_a ниже расчетного значения, изменяя углы атаки выше $(5-7)^\circ$, что тоже приводит к генерированию развитого срыва потока со спинок лопаток первого рабочего колеса компрессора, заглоханию двигателей авиалайнера в полете, снижению безопасности полетов.

3. Теоретические и физические основы генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата

Теоретические и физические основы генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата описываются впервые.

После растормаживания колес шасси самолет начинает перемещаться по ВПП с нарастающей скоростью полета V_{Π} , перед двигателем генерируется зона заторможенного потока, рис. 2, поз. 1, подробное описание которой приводится в [1, с.82], [7] и др. источниках. Самым опасным режимом взлета является взлет при $V_{\Pi} \leq C_k$, где C_k – осевая скорость газового потока на выходе из компрессора. На рис. 2, поз. 2, условно для качественной оценки оставлен сфероид инжектирования при работе двигателя на взлетном режиме в условиях старта на ВПП в условиях жаркого климата, показано, что при перемещении по ВПП с нарастающей скоростью полета V_{Π} зона невозмущенного потока Н приближается к двигателю, характеристика изменения осевых скоростей становится более крутой и эта характеристи-

ка обязательно проходит через точку пересечения линии V_{Π} с первоначальной характеристикой изменения осевых скоростей при $V_{\Pi} = 0$, сечение f-f, которая уже дает приращение осевой скорости газового потока $\Delta C_{a1} = 25$ м/с, формируя угол атаки $i = -3,5^\circ$ на входных кромках лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления по корытку продуваемого профиля при $V_{\Pi} = 0$, следует отметить, что газодинамические характеристики потока в сечении f-f (давление, скорость, ускорение) при $V_{\Pi} > 0$, рис. 2, остаются такими же, как и при $V_{\Pi} = 0$.

При этом в зоне Н-В и др. зонах, согласно теории относительности и теории плоскопараллельного движения, абсолютная скорость частиц газового потока V_a , описывается уравнением:

$$V_a = V_i - V_{\Pi}, \quad (6)$$

где $V_i = C_i$ – относительная осевая скорость газового потока в зоне Н-В турбореактивного двигателя; V_{Π} – переносная скорость газового потока.

Таким образом, в зоне Н-f, рис. 2 в, абсолютная скорость газового потока, заштрихованная вертикальная зона, направлена против потока, формируя дроссельную зону заторможенного потока, рис. 2 а, поз. 3, заштрихованная горизонтальная зона, внешний параболоид которой, рис. 2, поз. 1, опирается на входной диаметр воздухозаборника, сечение d-d, а внутренний параболоид опирается на наружный диаметр первого рабочего колеса компрессора низкого давления, сечение В-В, формируя, таким образом, зону ускоренного потока f-В, рис. 2 а, поз. 4.

Необходимо отметить, что переносная работа $m_f V_{\Pi}^2 / 2$ в зоне Н-f всегда направлена на сжатие основного потока и на изменение его кинетической энергии, осевая относительная скорость C_i в зоне Н-f существенно меньше осевой скорости газового потока при $V_{\Pi} = 0$, рис. 2 в, в сечении Н-Н переносная работа полностью направлена на сжатие основного потока, поэтому статическое давление заторможенного потока P_H^* в сечении Н-Н имеет максимальное значение, рис. 2 б.

Согласно закона сохранения энергии, работа, которая затрачивается на сжатие основного потока в зоне Н-f, всегда компенсируется работой, которая затрачивается на дополнительное ускорение газового потока в зоне f-В и др. зонах, рис. 2 а, поз. 4, генерируя в сечении В-В дополнительное приращение осевой относительной скорости газового потока ΔC_{a2} , рис. 2 в, при одновременном уменьшении ста-

тического давления газового потока в сечении В-В ниже его расчетного значения. При этом суммарное увеличение расчетной осевой скорости газового потока (200 м/с) на величину ($\Delta C_{a1} + \Delta C_{a2}$) генерирует уменьшение угла атаки i ниже -7° , генерирует развитой срыв потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, что приводит к неустойчивой работе турбореактивного двигателя, к помпажу, к снижению безопасности полета. Это первый путь объяснения генерирования неустойчивой работы турбореактивного двигателя в условиях жаркого климата.

Второй путь объяснения заключается в том, что дроссельная зона заторможенного потока Н- f , рис. 2 а, тормозит основной поток, поступающий в двигатель, при этом статическое давление газового потока в сечении В-В уменьшается существенно ниже расчетного значения, рис. 2 б, двигатель, стремясь увеличить G_T , увеличивает при этом осевую скорость газового потока в сечении В-В существенно выше расчетного значения, рис. 2 в, что приводит к уменьшению углов атаки i ниже -7° с последующим мгновенным генерированием развитого срыва газового потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, рис. 2 д, что генерирует неустойчивую работу турбореактивного двигателя, помпаж, снижение безопасности полета.

4. Общие выводы.

Перспективы дальнейших разработок

Таким образом, первой теоретической основой объяснения неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата является обоснование того, что в стартовых условиях, при $V_{II} = 0$, при работе двигателя на взлетном режиме, за счет снижения плотности газового потока, уже имеет место снижение статического давления газового потока в сечении В-В ниже расчетного значения, что генерирует автоматическое увеличение осевой скорости газового потока в этом же сечении выше расчетного значения, что генерирует уменьшение угла атаки $i = -3,5^\circ$ ниже расчетного значения ($i=0$) по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, что является существенной предпосылкой генерирования неустойчивой работы турбореактивного двигателя при взлете.

Второй теоретической основой обоснования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата является введение кинематического анализа и дроссельной зоны заторможенного потока Н- f , рис. 2 а, которая дросселирует (тормозит) основной поток, в резуль-

тате чего в сечении В-В статическое давление газового потока уменьшается существенно ниже расчетного значения, что автоматически вызывает увеличение осевой скорости газового потока в этом же сечении выше расчетного значения, что приводит к уменьшению углов атаки i ниже -7° с последующим мгновенным генерированием развитого срыва газового потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, рис. 2 д, что генерирует неустойчивую работу турбореактивного двигателя, помпаж, снижение безопасности полетов.

Знание реальных причин генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке, вне зависимости от климатических условий, позволяет наметить следующий принципиально новый путь технического прогресса в области авиадвигателестроения.

С целью повышения газодинамической устойчивости работы турбореактивных двигателей в любых климатических условиях при любых режимах работы необходимо перейти в зоне Н-В от закона движения частиц газового потока с нарастающим ускорением, обеспечивающим кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В-В, рис. 1 г, 2 г, с высокой децибельной характеристикой и низкой газодинамической устойчивостью, что имеет место в современных турбореактивных двигателях, на синусоидальный закон движения частиц газового потока с уменьшающимся ускорением, обеспечивая в сечении В-В нулевое ускорение газового потока с низкой децибельной характеристикой благодаря полному устранению кинематической зоны жесткого (упругого) удара при существенном повышении газодинамической устойчивости турбореактивных двигателей.

Данное направление технического прогресса уже рассмотрено в работе [8], при этом возникает необходимость дать правильный анализ работы "нулевой" ступени компрессора низкого давления, которую необходимо применять по совершенно новому назначению, отраженному в уже полученных патентах [9 -11] и др.

Наличие ошибочного термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S привело к ошибочному пониманию назначения и принципа работы "нулевой" ступени компрессора низкого давления, что приводит к неточному проектированию турбореактивных двигателей.

Поэтому в очередной статье новое назначение и принцип работы "нулевой" ступени будут рассмотрены с позиции уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Литература

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] : учеб. для вузов / С. М. Шляхтенко и др. ; под ред. С. М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1987. – 568 с.

2. Мамедов, Б. Ш. Единая теория двигателей. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – № 2/7(62). – С. 29-34.

3. Мамедов, Б. Ш. Единая теория двигателей. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S [Текст] / Б. Ш. Мамедов // 18 Междунар. конгресс двигателестроителей : тез. док. (14-19 сентября 2013 г.). – X. : ХАИ, 2013. – С. 90.

4. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории двигателей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – № 4/7(52). – С. 15-20.

5. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории двигателей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник нац. техн. ун-ту "ХПИ" : зб. наук. пр. – Вып. 33. – X., 2011. – С. 146-153.

6. Справочник металлста. Т. 1 [Текст]. – М. : Машиностроение, 1961. – 604 с.

7. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории двигателей на непрерывных потоках. Влияние гравитационных сил газового потока в зоне Н-В на газодинамическую устойчивость работы воздушно-реактивных двигателей при взлете [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник нац. техн. ун-ту "ХПИ" : зб. наук. пр. – Вып. 133. – X., 2012. – С. 269-275.

8. 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 взлете, полете и посадке [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник нац. техн. ун-ту "ХПИ" : зб. наук. пр. – Вып. 34. – X., 2011. – С. 124-134.

9. Пат. 2027902, Российская Федерация, МПК7 F03H 5/00, F04D 19/00. Способ создания тяги [Текст] / Мамедов Б. Ш. ; Заявитель Запорож. машиностр. ин-т, патентообладатель Российская Федерация. – № 4652005/23 ; заявл. 24.12.1988 ; опубл. 27.01.95, Бюл. № 3. – 4 с.

10. Пат. 46407, Україна, МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [Текст] / Мамедов Б. Ш. ; Заявник та патентовласник Запорізький нац. техн. ун-т. – № U200905152 ; заявл. 25.05.2009 ; опубл. 25.12.2009, Бюл. № 24. – 26 с.

11. Пат. 86788, Україна, МПК F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] / Мамедов Б. Ш. ; Заявник та патентовласник Запорізький нац. техн. ун-т. – № a200607941 ; заявл. 14.07.2006 ; опубл. 25.05.2009, Бюл. № 10. – 24 с.

Поступила в редакцию 1.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент д-р техн. наук, проф., директор В. В. Лунев, Физико-технический институт запорожского национального технического университета, Запорожье.

ЄДИНА ТЕОРІЯ РУШІВ. ПРИЧИНИ ГЕНЕРУВАННЯ НЕСТІЙКОЇ РОБОТИ ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ ПРИ ЗЛЬОТІ В УМОВАХ СПЕКОТНОГО КЛІМАТУ

Б. Ш. Мамедов

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, які пов'язано, наприклад, з помилковим описом процесу генерування нестійкої роботи турбореактивних двигунів при зльоті, польоті та посадці в умовах спекотного клімату, оскільки в основу сучасної теорії закладено такі глибоко помилкові фундаментальні поняття, як термодинамічний цикл турбореактивних двигунів у координатах P-V, T-S, формули тяги та польотного (тягового) ККД, теорема о підйомній силі продуваемого профілю, що призводить до неточного або помилкового опису багатьох фізичних процесів, маючих місце при роботі турбореактивних двигунів, що призводить до помилкового проектування турбореактивних двигунів.

Ключові слова: загальмований потік, дроселювання потоку, відрив потоку.

THE SINGLE THEORY OF CONTINUOUS FLOW PROPULSION. THE REASONS OF TURBO-JET UNSTEADY WORK GENERATION WHILE TAKE OFF IN CONDITIONS OF HOT CLIMATE

B. S. Mamedov

Highlights the shortcomings of modern theory of air-jet engines, which are connected, for example, with mistaken description of process of turbo-jet engines unsteady work generation while take off, flying, landing in conditions of hot climate, because in the foundations of modern theory are layed such an deeply mistaken foundation notions as thermodynamic cycle of turbo-jet engines in co-ordinate P-V, T-S, formulars of thrust, flying (thrust) efficiency, rising force theorem of blowing profile, which leads to unexactly or mistaken description of a lot physical processes, which are taking place while turbo-jet engines working, that leads to mistaken turbo-jet engines design.

Keywords: braken flow, braking of flow, separated flows.

Мамедов Борис Шамшадович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. "Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика", Запорожский национальный технический университет, Украина.