

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

ГЛАВА 9. ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД, ТЕОРЕМЫ О ПОДЪЕМНОЙ СИЛЕ ПРОДУВАЕМОГО ИЗОЛИРОВАННОГО ПРОФИЛЯ ЕДИНИЧНОГО РАЗМАХА, КАК ДВИЖИТЕЛЯ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ (КРАТКАЯ ТЕОРИЯ КРЫЛА САМОЛЕТА)

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, связанные с ошибочной теоремой о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г. Изд.: 2. Библиогр.: 4 назв

Ключевые слова: кинематический анализ, тяга продуваемого профиля, теорема о подъемной силе

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 базируется на ошибочных фундаментальных 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], с.15-20, [2], с.146-153,

С помощью теоретической части современной теории воздушно-реактивных двигателей невозможно правильно объяснить ни одного физического явления, имеющего место при работе воздушно-реактивного двигателя (ВРД), невозможно разработать правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения.

Например, основное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения связанное с увеличением $C_a(U)$, которое предлагает современная теория воздушно-реактивных двигателей, является полностью необоснованным, поскольку оно предлагается без путей устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, [1], с.18, рис.1в.

Например, такие узловое физические явления, имеющие место при работе ВРД, как процесс генерирования тяги, полетный (тяговый) КПД, подъемная сила продуваемого профиля, трактовка процесса генерирования отрывных течений, [3], с.114, которая поставила конструкторов в тупиковое положение, поскольку устранить генерирование неустойчивой работы ВРД, помпажа, согласно существующей трактовке, невозможно, и многие другие физические явления описаны в современной теории воздушно-реактивных двигателей ошибочно.

Все это привело к тому, что выпускники авиационных ВУЗов, будущие конструктора авиадвигателей, покидают его стены, не имея ни малейшего понятия ни

о правильном теоретическом и физическом представлении о таком фундаментальном понятии, как процесс генерирования тяги ВРД, ни о правильном полетном (тяговом) КПД ВРД, ни о правильной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, ни о кинематическом анализе, ни о зонах заторможенного потока, ни о многом другом.

Экспериментальная часть современной теории воздушно-реактивных двигателей – это основа современного проектирования ВРД. Однако следует отметить, что при отсутствии правильной теоретической части требуются десятилетия, чтобы экспериментальная часть вышла бы на уровень правильного понимания того или иного физического явления, имеющего место при работе ВРД.

Все это говорит о том, что современная теория воздушно-реактивных двигателей, в основу которой заложены ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С.Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е.Жуковским в 1912г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более, чем на 80 лет.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема создания правильной теории воздушно-реактивных двигателей, в которой проведена тесная связь между теорией и экспериментом, которая повысит безопасность полетов путем повышения газодинамической устойчивости работы ВРД на любых режимах полета, которая разработает правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, позволяющие достичь неограниченных скоростей полета, и которая полностью заменит существующую в авиационных ВУЗах.

Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г., постановка цели

Известно, что если продуваемый газовый поток отклоняется от продуваемой поверхности на угол атаки i , превышающий $5-7^\circ$, то имеет место отрыв потока, [3], с.114-116. На рис 1 представлен изолированный профиль единичного размаха, который продувается набегающим газовым потоком. Из-за различных геометрических характеристик изолированного профиля по спинке и по корытцу продуваемый газовый поток по спинке в зоне В-С ускоряется, дополнительное действие центробежных сил при этом способствует уменьшению статического давления продуваемого газового потока в сечении С-С, рис.1б, поз.1, которое является выходным сечением зоны отрыва газового потока, как движителя на непрерывных потоках.

Если при этом угол атаки i , который образуется между горизонтальной скоростью, рис.1, поз.4, и спинкой продуваемого профиля, превышает $5-7^\circ$, то в сечении С-С имеет место генерирование отрыва продуваемого газового потока от спинки изолированного профиля. Если мы имеем дело с продувкой решетки профилей, то при соответствующей скорости продуваемого газового потока по спинке продуваемых профилей всегда генерируется зона отрыва потока, [4], с.67, рис.3.2.

В современной теории воздушно-реактивных двигателей отрывные зоны характеризуются как сопротивления, в которых дополнительно генерируются стоячие ударные волны, которые могут привести к запираанию потока, [4], с.70, рис.3.6.

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках мы рассматриваем зону отрыва продуваемого газового потока от спинки продуваемого профиля как зону, в которой в сечении С-С, рис.1, генерируется

глубокий вакуум, при этом зона отрыва потока Н-С-Н может работать в двух режимах:

1. В режиме вакуумирования, при котором зона отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н работает как движитель на непрерывных потоках, инжектируя в себя воздух из окружающего пространства по сфероиду, рис.1, поз.5, генерируя при этом отрицательную тягу, которая рассчитывается по формулам:

$$R = P_{H_{cp}} F_{H_{cp}} - P_c F_c, \quad (1)$$

$$R = P_H F_{H_{np}} - P_c F_c \quad (2)$$

Полетный (тяговый) КПД при этом рассчитывается по формуле:

$$\eta_{п} = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_{H_{cp}} F_{H_{cp}}} \right) \cdot 100\% \quad (3)$$

Вывод формул (1), (2), (3) аналогичен выводу формул тяги, полетного (тягового) КПД для турбореактивных двигателей, [1], с.18-19, рис.1.

При работе отрывной зоны Н-С-Н в режиме вакуумирования в обязательном порядке генерируется вектор скорости инжектируемого газового потока, рис.1, поз.3. Именно этот вектор наблюдал в интерференционном свете в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский при продувке как изолированных профилей, так и решеток. Именно этот вектор инжектируемого газового потока, рис.1, поз.3, профессор Н.Е.Жуковский, не разобравшись с физической сущностью его генерирования, отождествил с циркуляцией продуваемого газового потока вокруг продуваемого профиля, назвав это явление "присоединенным вихрем". Профессор Н.Е.Жуковский характеризовал явление "присоединенного вихря" как открытие, как газодинамическую закономерность, свойственную любому продуваемому профилю, и заложил это ошибочное понятие во многие свои теоретические, глубоко ошибочные, статьи.

Да, это было открытие, но открытие работы отрывной зоны по спинке продуваемого профиля. В этой связи необходимо отметить, что в 1912г. профессор Н.Е.Жуковский не был знаком ни с углами атаки $i(5-7^\circ)$, ни с отрывными зонами по спинке продуваемого профиля, которые впервые были установлены в 1947г. в лаборатории лопаточных машин ВВИА им. Н.Е.Жуковского при исследовании глубоких нерасчетных режимов работы центробежного компрессора, [4], с.116.

Необходимо отметить, что если углы атаки i не превышают $5-7^\circ$, то отрывная зона Н-С-Н не генерируется и продуваемый газовый поток обтекает спинку продуваемого профиля ламинарно, при этом инжектируемый газовый поток, рис.1, поз.3, полностью отсутствует. Поэтому существующее в современной теории воздушно-реактивных двигателей утверждение о том, что в контрольной поверхности $abcd$, [4], с.55, рис.2., векторы скоростей по линиям тока ab и cd равны и противоположно направлены, [4], с.54, является прямым нарушением всех законов механики истечения жидкостей и газов, поскольку скорости продуваемого газового потока по линиям тока ab и cd всегда равны и имеют одинаковое направление, а теорему о подъемной силе продуваемого профиля необходимо выводить другим путем.

В режиме генерирования ударных волн. Профессор Н.Е.Жуковский в 1912 г. оперировал низкими скоростями продуваемого газового потока, поэтому инжектируемый вектор газового потока, рис.1, поз.3, существовал постоянно, поскольку разворот инжектируемого газового потока поз.3 до совпадения с потоком поз.4 осуществлялся плавно, без резкого повышения статического давления в зоне Л-С.

При увеличении скоростей продуваемого газового потока при повороте инжектируемого газового потока, рис.1, поз.3, его кинетическая энергия движения в зоне L-C мгновенно полностью теряется, переходя в потенциальную энергию давления, рис.1б, поз.2. Резкое увеличение давление газового потока в зоне L-C генерирует мощную ударную волну в колебательном режиме, которая разрушает всю зону отрыва Н-С-Н, затем зона отрыва потока Н-С-Н опять генерируется, работая в режиме вакуумирования, за которым следует режим генерирования ударных волн и т.д., генерируя в окружающее пространство низкоамплитудные высокочастотные ударные волны в колебательном режиме, которые приводят к флатеру самолета.

Таким образом, в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский, приняв генерирование вектора инжектируемого газового потока, рис.1, поз.3, за газодинамическую закономерность, посчитал, что вокруг любого продуваемого профиля (изолированный профиль, или в решетке профилей) имеет место вращение (циркуляция) продуваемого газового потока вокруг профиля. На этом основании профессор Н.Е.Жуковский вводит ошибочное понятие циркуляции продуваемого газового потока относительно продуваемого профиля

$$\Gamma = t \cdot \Delta w_u, [4], \text{ с.54, с.55, рис.2.25,} \quad (4)$$

которая легла в основу его ошибочной теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха

$$P = \rho \omega_\infty \Gamma, \quad (5)$$

выведенной им в его "знаменитых (по своей ошибочности – авт.) статьях по вихревой теории гребного винта", [4], с.55, где t – расстояние между продуваемыми профилями в решетке, [4], с.55, рис.2.24, Δw_u – закрутка продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля [4], с.55, рис.2.25, ρ – плотность продуваемого газового потока, ω_∞ – скорость продуваемого газового потока в бесконечности (перед и за профилем одинаковы), [4], с.53.

Проанализируем теорему о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г. в его статье "Вихревая теория гребного

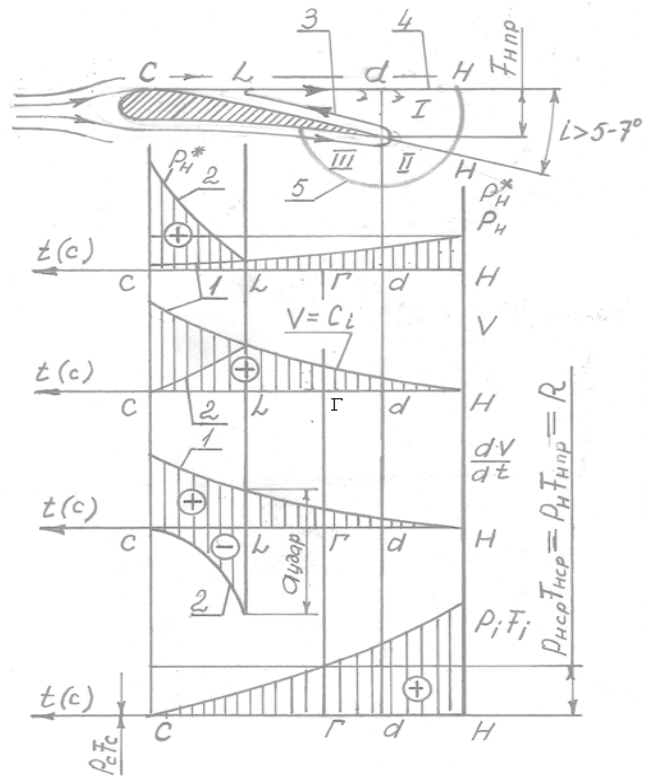


Рис.1. Кинематический анализ изменения статических давлений, осевых скоростей первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н от спинки продуваемого профиля для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД зоны отрыва Н-С-Н, как движителя на непрерывных потоках

винта", на предмет ее соответствия экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей.

Согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формула (5), максимальное давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция $(t \cdot \Delta w_u)$ максимальна, т.е. на выходной кромке продуваемого профиля, а нулевое давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция $(t \cdot \Delta w_u)$ равна нулю, т.е. на входной кромке продуваемого профиля, поскольку на входной кромке $\Delta w_u = 0$, т.е. эпюра давлений по корытцу продуваемого профиля, согласно Н.Е.Жуковскому, имеет максимальное значение на выходной кромке продуваемого профиля и нулевое значение на входной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный против потока, что противоречит всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальная часть современной теории ВРД четко это подтверждает, она гласит, что максимальное давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится в зоне входной кромки и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения продуваемого газового потока к выходной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный по потоку, [4], с.68, рис.3.3, что соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

Поэтому физическая основа процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля на основе циркуляции $(t \cdot \Delta w_u)$ объяснена профессором Н.Е.Жуковским ошибочно, а теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная в его статье "Вихревая теория гребного винта" в 1912 г., нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и не может быть фундаментальной.

Поэтому уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) решить ту же самую задачу, которую в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский не смог решить в своей статье "Вихревая теория гребного винта", и на более высоком научном уровне вывести формулу тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, которые будут являться фундаментальными, которые будут полностью соответствовать всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей.

Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках

В качестве продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, выберем профиль крыла тяжелого бомбардировщика времен Второй мировой войны, который даже при малых скоростях полета генерировал подъемную силу, рис.2.

При полете со скоростью V_n перед продуваемым изолированным профилем единичного размаха всегда генерируется зона заторможенного потока, рис.2, поз.1, со статическим давлением P_n^* , одинаковой для всего объема. Площадь зоны заторможенного потока регламентируется лобовой площадью $F_{нпр}$ и длиной продуваемого профиля крыла. Статическое давление P_n^* в каждой точке поверхности зоны заторможенного потока, поз.1, поддерживается статическим и динамическим давлением набегающего потока воздуха, который по сечению К-К сжимается до P_n^* .

От сечения К-К часть набегающего потока, суммарной площадью $F_{Нпр}$, обтекает спинку продуваемого профиля, а вторая часть, равная первой, обтекает корытце продуваемого профиля. Траектории движения этих двух потоков, обтекающих спинку и корытце продуваемого профиля, различны, что обуславливает различную кинематику этих потоков, дополнительно характеризуемых уравнением непрерывности струи, т.е. в каждом вертикальном сечении расходы этих двух потоков одинаковы. Поскольку длина траектории движения потока, обтекающего спинку продуваемого профиля, превосходит длину траектории движения потока, обтекающего корытце продуваемого профиля, то верхний поток в зоне К-С претерпевает большее ускорение, чем нижний поток в этой же зоне. Поэтому статическое давление продуваемого газового потока, обтекающего спинку продуваемого профиля, существенно ниже аналогичного для потока, обтекающего корытце продуваемого профиля, рис.2в.

Неотъемлемым условием правильной работы продуваемого изолированного профиля единичного размаха является равенство статических давлений и осевых скоростей продуваемого газового потока на выходной кромке продуваемого профиля, сечение С-С, т.е. верхний поток, обтекающий спинку продуваемого профиля, должен затормозиться до W_{2c} , а нижний поток, обтекающий корытце продуваемого профиля, должен ускориться до $W_{2к}$, при этом

$$W_{2c} = W_{2к} \quad (6)$$

Если не будет обеспечено равенство относительных осевых скоростей согласно условия (6), то на выходной кромке продуваемого профиля будет иметь место закрутка продуваемого газового потока, что неизбежно приведет к снижению КПД крыла, к снижению безопасности полетов.

На современном этапе развития теории крыла специалисты абсолютно не обращают внимание на теорему о подъемной силе продуваемого профиля, формула (5), профессора Н.Е.Жуковского, объясняя подъемную силу крыла увеличением осевой скорости продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля по сравнению с аналогичной по корытцу продуваемого профиля, что приводит к появлению разности статических давлений продуваемого газового потока по корытцу и по спинке продуваемого профиля, что и является основой генерирования

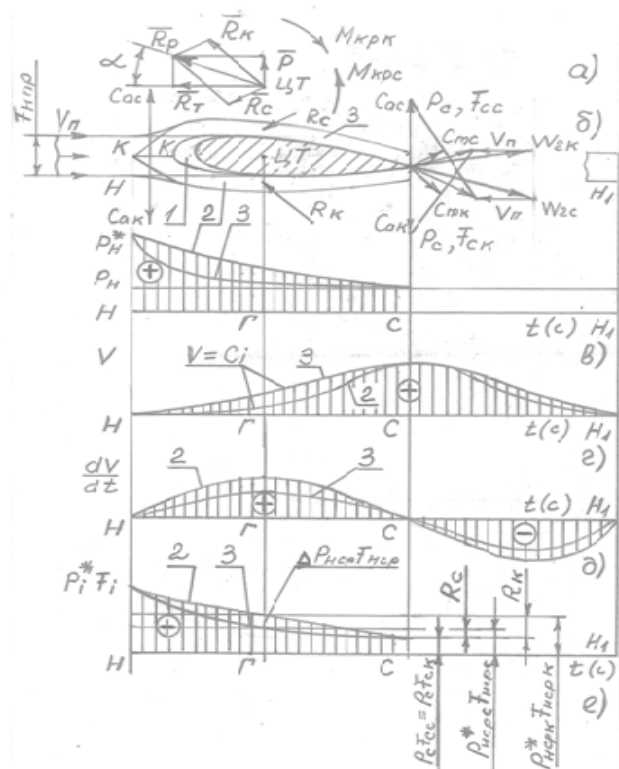


Рис.2. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока для ввода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремв о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках

подъемной силы продуваемым профилем. Такое физическое представление о подъемной силе продуваемого профиля является неполным и неточным, поскольку отсутствует связь между подъемной силой и тягой, генерируемой продуваемым изолированным профилем единичного размаха, как движителем на непрерывных потоках.

Выбор контрольного контура

Продуваемые газовые потоки по спинке и по корытцу продуваемого профиля от сечения К-К до сечения С-С представляют собой реактивные сопла, в которых генерируется соответствующая тяга, вектор действия которой всегда направлен противоположно среднему вектору C_m скоростей газового потока на входе и выходе из этих реактивных сопел. Поскольку газодинамические параметры (давление, скорость) продуваемого газового потока на входе и выходе из этих реактивных сопел одинаковы, то будет одинаков и контрольный контур, который мы выбираем для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках.

В качестве контрольного контура выбираем зону Н-Н₁, рис.2, где Н – зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц продуваемого газового потока; Н₁ – зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц продуваемого газового потока. Расход продуваемого газового потока через движитель (продуваемый изолированный профиль единичного размаха) регламентируется его лобовой площадью, $F_{Нпр}$, плотностью воздуха и скоростью полета $V_{п}$. Контрольный контур начинается с сечения К-К, в котором скорость входа продуваемого газового потока, C_a , всегда направлена перпендикулярно этому сечению. Отклонение вектора C_a от вертикального положения в сторону движения потока генерирует осевую скорость продуваемого газового потока в реактивных соплах по спинке и по корытцу продуваемого профиля.

На рис.2 представлен кинематический анализ характера изменения статического давления, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках.

На рис.2а представлено векторное сложение двух тяг, генерируемых по спинке продуваемого профиля, R_c , и по корытцу продуваемого профиля, R_k , дающих результирующую тягу продуваемого профиля R_p , которая, в свою очередь, раскладывается на горизонтальную тягу R_T , и подъемную силу P .

На рис.2б представлен характер обтекания профиля крыла тяжелого бомбардировщика продуваемым газовым потоком, который сжимается в сечении К-К до P_n^* , разделяется на два потока, обтекающих продуваемый профиль по спинке и по корытцу, формируя, таким образом, два реактивных сопла, у которых в зоне К-С имеет место расширение сжатого в сечении К-К до P_n^* продуваемого газового потока, генерируя, таким образом, в каждом реактивном сопле свою тягу, которая всегда направлена противоположно среднему вектору скорости C_m .

На рис.2в представлен характер изменения статических давлений в реактивных соплах по спинке, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, поз.2, в пределах контрольного контура Н-Н₁.

На рис.2г представлен характер изменения осевых скоростей в реактивных соплах по спинке, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, поз.2, в пределах контрольного контура Н-Н₁.

На рис.2д представлен характер изменения осевых ускорений в реактивных соплах по спинке, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, поз.2, в пределах контрольного контура Н-Н₁.

На рис.2е представлен характер изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в реактивных соплах по спинке, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, поз.2, в пределах контрольного контура Н-Н₁.

Таким образом, контрольный контур Н-Н₁ для продуваемого изолированного профиля единичного размаха (профиль крыла тяжелого бомбардировщика) состоит из следующих зон: Н-К-К – зона сжатия набегающего газового потока до статического давления P_n^* ; К-С – зона ускоренного газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга, как по спинке, так и по корытцу продуваемого профиля; С-Н₁ – зона реактивной струи, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, если $P_c > P_n$ (недорасширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $P_c = P_n$ (нормально расширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против потока, если $P_c < P_n$ (перерасширенный газовый поток), где P_c – статическое давление в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С, P_n – давление окружающей среды.

Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н₁

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н₁, относятся: 1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений, $P_i F_i$, где P_i – статическое давление продуваемого газового потока в i -м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н₁; F_i – площадь i -го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н₁. 2. Вторичные движущие силы от изменения динамических (инерционных) сил, $m_r a_i$, где m_r – массовый секундный расход продуваемого газового потока через продуваемый профиль, a_i – ускорение газового потока в i -м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н₁. 3. Силы сопротивления, $P_c F_{cc}$, $P_c F_{ck}$, где F_{cc} – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С по спинке продуваемого профиля, F_{ck} – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С по корытцу продуваемого профиля. 4. Гравитационные силы продуваемого газового потока, при горизонтальном полете не учитываются. 5. Силы тяги R_c , R_k по спинке и корытцу продуваемого профиля, которые после векторного сложения, рис.2а, дают результирующую тягу R_p , которая, в свою очередь, раскладывается на горизонтальную тягу R_T и подъемную силу P .

Силы трения продуваемого газового потока о поверхность продуваемого профиля не учитываем.

Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого

изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках

Кинематический анализ для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, проводится впервые.

Кинематический анализ, представленный на рис.2 показывает, что при набегании со скоростью $V_{\text{п}}$ продуваемого газового потока на продуваемый профиль крыла самолета перед последним всегда генерируется зона заторможенного потока, рис.2б, поз.1, со статическим давлением $P_{\text{н}}^*$.

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде, например, известно генерирование зоны заторможенного потока перед воздухозабоником воздушно-реактивного двигателя (ВРД), [3], с.82.

Генерирование зоны заторможенного потока, рис.2б, поз.1, регламентируется лобовой площадью продуваемого профиля, $F_{\text{нпр}}$, которая, в свою очередь, регламентирует массовый расход продуваемого газового потока, прошедшего через движитель:

$$m_{\Gamma} = \rho \cdot F_{\text{нпр}} \cdot V_{\text{п}} , \quad (7)$$

где ρ –плотность продуваемого газового потока, набегающего на продуваемый профиль.

Набегающий на зону заторможенного потока, рис.2б, поз.1, продуваемый газовый поток претерпевает сжатие до $P_{\text{н}}^*$ только по сечению К-К, в любом другом сечении, параллельном К-К, продуваемый газовый поток сжимается до меньших значений, но при этом продуваемый газовый поток ускоряется. Совместное действие текущего статического давления заторможенного продуваемого газового потока и его кинетической энергии поддерживает параболическую форму зоны заторможенного потока, рис.2б, поз.1, со статическим давлением $P_{\text{н}}^*$ по всей параболической поверхности последней.

Таким образом, продуваемый газовый поток сечением К-К разделяется на два равных потока, обтекающих спинку и корытце продуваемого профиля. Поскольку траектория движения продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля длиннее аналогичной по корытцу продуваемого профиля, а уравнение непрерывности струи остается в силе, то осевая скорость продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля будет выше аналогичной по корытцу продуваемого профиля, что регламентируется, в первую очередь, характером изменения статических давлений продуваемого газового потока по спинке, рис.2в, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, рис.2в, поз.2. Характер изменения осевых скоростей по спинке продуваемого профиля представлен на рис.2г, поз.3, по корытцу продуваемого профиля представлен на рис.2г, поз.2. Графическое дифференцирование кривых поз.2, 3, рис.2г, дает характер изменения ускорений продуваемого газового потока, рис.2д, из которого следует, что динамические (инерционные) силы в пределах контрольного контура Н-Н₁ взаимно компенсируют друг друга, а это, в свою очередь, означает, что скорость продуваемого газового потока никогда не создает тяги, поскольку тяга создается только первичными движущими силами от изменения статических давлений продуваемого газового потока. По сечению К-К мы условно разъединяем продуваемый газовый поток на два

потока, обтекающих спинку и корытце продуваемого профиля, и рассматриваем каждый поток отдельно. Естественно, к каждому из рассматриваемых потоков по сечению К-К необходимо приложить реакцию отсоединенного потока. Эта реакция отсоединенного потока обязательно существует, но направлена она, как и вектор C_a , рис.2б, перпендикулярно сечению К-К, что дает нулевую реакцию (силу) в осевом направлении. Таким образом, реакция отсоединенного потока в сечении К-К рассматриваемого потока в осевом направлении всегда равна нулю, а тяга любого из потоков, обтекающих продуваемый профиль по спинке и по корытцу, генерируется только первичными силами от изменения статических давлений в зоне К-С, поскольку в зоне реактивной струи С-Н₁ согласно закону Бойля-Мариотта, $P_i F_i = \text{const}$, т.е. градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений равен нулю. Это означает, что реакция отсоединенного потока на сечение С-С со стороны реактивной струи С-Н₁ от первичных движущих сил от изменения статических давлений всегда равна нулю. Реакция отсоединенного потока на сечение С-С со стороны реактивной струи С-Н₁ от динамических (инерционных) сил присутствует, однако ее сумма с динамической (инерционной) силой в зоне К-С всегда дает нуль.

На примере потока, обтекающего спинку продуваемого профиля, рассмотрим процесс генерирования тяги, вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе по спинке продуваемого профиля.

Характер изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне К-С по спинке продуваемого профиля представлен на рис.2е, поз.3 Площадь геометрической фигуры, заключенной между параболической кривой 3 и осью абсцисс, представляет собой работу первичных движущих сил от изменения статических давлений, именно эту площадь мы заменяем на адекватную прямоугольную площадь, рис.2е. Таким образом, подведенная по спинке продуваемого профиля работа первичных движущих сил от изменения статических давлений равна

$$A_{\text{пс}} = P_{\text{н.ср.}}^* F_{\text{н.ср.}} \cdot \text{КС}, \quad (8)$$

где $P_{\text{н.ср.}}^*$ – среднее статическое давление заторможенного потока в зоне К-С по спинке продуваемого профиля, $F_{\text{н.ср.}}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении по спинке продуваемого профиля, КС – длина зоны К-С.

Подведенная работа $A_{\text{пс}}$, формула (8), затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{\text{сс}} = P_c F_{\text{сс}} \cdot \text{КС}, \quad (9)$$

и на преодоление работы силы тяги

$$A_{\text{Рс}} = R_c \cdot \text{КС}. \quad (10)$$

Запишем уравнение (8) в общем виде:

$$A_{\text{пс}} = A_{\text{сс}} + A_{\text{Рс}}, \quad (11)$$

откуда

$$R_c = P_{\text{н.ср.}}^* F_{\text{н.ср.}} - P_c F_{\text{сс}}. \quad (12)$$

Полетный (тяговый) КПД контура по спинке продуваемого профиля выводим из формулы:

$$\eta_{\text{пс}} = \frac{A_{\text{Рс}}}{A_{\text{пс}}}, \quad (13)$$

откуда

$$\eta_{\text{пс}} = \left(1 - \frac{P_c F_{\text{сс}}}{P_{\text{H}_{\text{срс}}}^* F_{\text{H}_{\text{срс}}}} \right) \times 100\% \quad (14)$$

Необходимо отметить, что направление вектора тяги R_c всегда противоположно среднему вектору $C_{\text{мс}}$ продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля, рис.2б, т.е. тяга R_c продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля направлена под углом α_c вниз, при этом отрицательная подъемная сила продуваемого профиля по спинке рассчитывается как:

$$P_c = -R_c \cdot \sin \alpha_c, \text{ ИЛИ} \quad (15)$$

$$P_c = -\left(P_{\text{H}_{\text{срс}}}^* F_{\text{H}_{\text{срс}}} - P_c F_{\text{сс}} \right) \cdot \sin \alpha_c, \quad (16)$$

где α_c – это угол между направлением $V_{\text{п}}$ и направлением вектора R_c , рис.2б.

В этом случае теорема о подъемной силе продуваемого профиля по спинке читается как:

Подъемная сила по спинке продуваемого профиля всегда является функцией от тяги R_c , генерируемой по спинке продуваемого профиля и численно равна произведению тяги, генерируемой по спинке продуваемого профиля, на $\sin \alpha_c$.

Проведя аналогичные расчеты для продуваемого газового потока в зоне К-С по корытцу продуваемого профиля, получаем:

$$R_k = P_{\text{H}_{\text{срк}}}^* F_{\text{H}_{\text{срк}}} - P_c F_{\text{сск}}, \quad (17)$$

$$\eta_{\text{пк}} = \left(1 - \frac{P_c F_{\text{сск}}}{P_{\text{H}_{\text{срк}}}^* F_{\text{H}_{\text{срк}}}} \right) \times 100\%, \quad (18)$$

$$P_k = R_k \cdot \sin \alpha_k, \text{ ИЛИ} \quad (19)$$

$$P_k = \left(P_{\text{H}_{\text{срк}}}^* F_{\text{H}_{\text{срк}}} - P_c F_{\text{сск}} \right) \cdot \sin \alpha_k, \quad (20)$$

где R_k – тяга продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля в зоне К-С, $P_{\text{H}_{\text{срк}}}^*$ – среднее статическое давление заторможенного продуваемого газового потока в сечении Г-Г по корытцу продуваемого профиля в зоне К-С, $F_{\text{H}_{\text{срк}}}$ – средняя площадь газодинамического тракта продуваемого газового потока в сечении Г-Г по корытцу продуваемого профиля в зоне К-С, $F_{\text{сск}}$ – площадь выходного сечения газодинамического тракта по корытцу продуваемого профиля в сечении С-С, $\eta_{\text{пк}}$ – полетный (тяговый) КПД по корытцу продуваемого профиля, P_k – подъемная сила по корытцу продуваемого профиля, α_k – угол между направлением $V_{\text{п}}$ и направлением вектора R_k , рис.2б.

В этом случае теорема о подъемной силе по корытцу продуваемого профиля читается как:

Подъемная сила по корытцу продуваемого профиля всегда является функцией от тяги R_k , генерируемой по корытцу продуваемого профиля и численно равна произведению тяги, генерируемой по корытцу продуваемого профиля, на $\sin \alpha_k$.

Кинематический анализ показывает, что положительная подъемная сила продуваемого профиля по корытцу существенно превосходит отрицательную подъемную силу по спинке продуваемого профиля, поскольку $P_{\text{H}_{\text{срк}}}^* F_{\text{H}_{\text{срк}}} > P_{\text{H}_{\text{срс}}}^* F_{\text{H}_{\text{срс}}}$, рис.2е.

Векторный анализ показывает, что приведение двух сил тяги R_c , R_k , к центру тяжести крыла дает дополнительные крутящие моменты $M_{\text{КС}}$, $M_{\text{КК}}$, направленные противоположно друг другу. При правильно спроектированном крыле самолета

подъемная сила P от результирующей тяги R_p , рис.2а, должна обязательно проходить через центр тяжести крыла, а крутящие моменты противоположного направления $M_{кк}$, $M_{кк}$ должны быть равны. Если это требование не будет соблюдаться, то на крыле будет иметь место дополнительный крутящий момент, который может быть скомпенсирован или выдвиганием закрылок, или выдвиганием интерцепторов, и то и другое снижает КПД крыла.

Векторный анализ, рис.2а, показывает, что результирующая тяга \bar{R}_p продуваемого изолированного профиля единичного размаха является векторной суммой двух векторов \bar{R}_k , \bar{R}_c

$$\bar{R}_p = \bar{R}_k + \bar{R}_c, \quad (21)$$

а подъемная сила \bar{P} является функцией от результирующей тяги R_p и равна

$$P = R_p \cdot \sin \alpha, \quad (22)$$

где α – угол между направлением V_Π и направлением вектора \bar{R}_p , рис.2а.

В этом случае теорема о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха читается как:

Подъемная сила изолированного продуваемого профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, всегда является функцией от результирующей тяги R_p , генерируемой этим продуваемым профилем, и численно равна произведению результирующей тяги R_p , на $\sin \alpha$.

Подъемную силу продуваемого профиля можно выразить и через R_T , поскольку осевая тяга продуваемого профиля R_T равна

$$R_T = P_H F_{Hnp} - P_C F_C, \quad [1], \text{ с.19, формула (8),} \quad (23)$$

где P_H – давление окружающей среды, F_{Hnp} – лобовая площадь продуваемого профиля, F_C – суммарная площадь продуваемых потоков по спинке и по корытцу продуваемого профиля в выходном сечении С-С. Подъемная сила P равна

$$P = R_T \cdot \operatorname{tg} \alpha, \quad (24)$$

$$P = (P_H F_{Hnp} - P_C F_C) \cdot \operatorname{tg} \alpha, \quad (25)$$

а полетный (тяговый) КПД продуваемого изолированного профиля единичного размаха можно выразить как:

$$\eta_\Pi = \left(1 - \frac{P_C F_C}{P_H F_{Hnp}} \right) \times 100\% \quad (26)$$

Таким образом, дополнительно теореме о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха можно сформулировать в следующем виде:

Подъемная сила изолированного продуваемого профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, всегда является функцией от осевой тяги R_T , генерируемой этим продуваемым профилем, и численно равна произведению осевой тяги R_T на $\operatorname{tg} \alpha$.

Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках

Рассмотрим, например, применение уравнения Эйлера для вывода формулы тяги продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля. Для вывода формулы тяги продуваемого профиля с помощью уравнения Эйлера необходимо обе

части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кг или Н , после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона, [2], с.152-153:

$$m_r = \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_r a = \sum P_i, \quad (27)$$

где m_r – секундный массовый расход продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля; ΔV – разница осевых скоростей газового потока на выходе, V_2 , из трубки тока в зоне К-С и на входе, V_1 , в эту же трубку тока; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К до сечения С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С по спинке продуваемого профиля; $m_r a$ – изменение силы инерции продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R_c продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение К-К снизу, рис.2б, от зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля и справа на сечение С-С от зоны С-Н₁.

В этом случае уравнение Эйлера (27) читается только так:

Изменение силы инерции продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля $m_r a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R_c продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение К-К снизу, рис.2б, от зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля и на сечение С-С справа от зоны С-Н₁.

Запишем уравнение Эйлера (27) в векторной форме:

$$\overline{m_r a} = \overline{P_{ун1}} + \overline{P_{ун2}} + \overline{P_{нспс}^* F_{нспс}} + \overline{P_c F_{cc}} + \overline{R_c}, \quad (28)$$

где $P_{ун1}$ – реакция отсоединенного потока зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение К-К снизу; $P_{ун2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁ от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение С-С справа; R_c – тяга продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля.

Реакция, $P_{ун1}$, отсоединенного потока зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение К-К снизу равна нулю, поскольку сумма динамических-инерционных сил в контрольном контуре К-Н₁ продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля всегда равна нулю.

Реакция, $P_{ун2}$, отсоединенного потока зоны С-Н₁ на сечение С-С справа существует и будет учтена в силовом уравнении.

Реакция отсоединенного потока зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля, действующая на сечение К-К снизу от первичных движущих сил от изменения статических давлений существует и направлена

перпендикулярно сечению К-К, поэтому осевая составляющая такой реакции всегда равна нулю.

Реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁, действующая на сечение С-С справа от первичных движущих сил от изменения статических давлений всегда равна нулю, поскольку в зоне реактивной струи С-Н₁, согласно закона Бойля-Мариотта, P_iF_i=const. Это означает, что градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в реактивной струе всегда равен нулю, а сама реактивная струя движется только под действием инерционных сил.

Исходя из характеристик реакций отсоединенных потоков, уравнение Эйлера (28) можно записать как:

$$\overline{m_r a} + \overline{P_{ун2}} = \overline{R_c} + \overline{P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}}} + \overline{P_c F_{cc}} \quad (29)$$

Левая часть этого уравнения является суммой динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура К-Н₁ по спинке продуваемого профиля, которая всегда равна нулю, тогда в модульной форме

$$0 = -R_c + P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}} - P_c F_{cc} \quad (30)$$

Откуда

$$R_c = P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}} - P_c F_{cc} \quad (12)$$

Таким образом, продуваемый изолированный профиль единичного размаха, как движитель на непрерывных потоках, генерирует тягу, полетный (тяговый) КПД, подъемную силу, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы для всех типов движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемого профиля установлено, что подъемную силу продуваемого профиля всегда нужно рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что все продуваемые профили типа лопастей гребных и воздушных винтов, профилей крыльев самолетов, птиц и др. относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Содержание данной статьи является краткой теорией крыла самолета, разработанной согласно единой теории движителей на непрерывных потоках. Содержание данной статьи открывает широкие перспективы, прежде всего, ее практического применения, например, для более точного расчета крыльев самолетов, планеров и др. Необходимо отметить, что метод кинематического анализа, заложенный в основу вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, является основой расчета не только крыльев самолетов, планеров, но и любого движителя, включая ВРД и ракетные движители, согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках. Поэтому очередная статья будет касаться только ракетных двигателей на предмет вывода их формулы тяги, полетного (тягового) КПД и рекомендации по их проектированию.

Список литературы: 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) ККД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [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, видавництво ВАК. 3. Шляхтенко С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С.М. Шляхтенко, М.: Машиностроение, 1987,–568с. 4. Казанджан П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д.Тихонов, А. К. Янко – М.: Машиностроение, 1983,–223с.

УДК 629.7.036.001

Глава 9. Основи єдиної теорії рушіїв на неперервних потоках. Розрахунок формул тяги, польотного (тягового) ККД, теорема про підйомну силу продуваного ізольованого профілю одиничного розмаху, як рушіїв на неперервних потоках (стисла теорія крила літака)/Мамедов Б. Ш.// Вісник НТУ «ХПІ». Серія «Нові рішення в сучасних технологіях». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2012. - № 50(956). С. 3-17.

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, пов'язані з помилковою теоремою о підйомній силі продуваного профілю, виведеною професором М.С.Жуковским у 1912 році.

Ключові слова: продуваний профіль, кінематичний аналіз, тяга продуваного профілю, теорема о підйомній силі Іл.: 2. Бібліогр.: 4 назв.

UDK 629.7.036.001

Chapter 9. Foundations of unit theory of movers on continuous flows. Calculation of formulas of thrust, flying (thrust) efficiency, theorem of the rising force of the blowing isolated profile of unit range, as a mover on continuous flows (short theory of aircraft wing) /Mamedov B. //Bulletin of NTU “KhPI”. Subject issue: New decisions of modern technologies. – Kharkov: NTU “KhPI”. – 2012. - №50(956). P.3-17.

Are looked through the drawbacks of modern theory of air-jet engines, which are connected with a mistaken theorem of the rising force of blowing profile, calculated by professor N.J.Gukovsky in 1912 year. Im.: 2: Bibliogr.: 4

Keywords: blowing profile, kinematical analyse, the thrust of blowing profile, theorem of rising force.

Надійшла до редакції 10.08.2012

УДК 621.746.6.001.2

В. Ю. СЕЛИВЕРСТОВ, д-р техн. наук, проф. НМетАУ, Днепропетровск,

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАСЧЕТА СТЕФАНА-ШВАРЦА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ ГЕРМЕТИЗАЦИИ ОТЛИВКИ В ОБЪЕМНОЙ ПЕСЧАНОЙ ФОРМЕ

Представлен сравнительный анализ результатов расчета процесса затвердевания отливок из стали и алюминиевого сплава, относящихся к основным геометрическим разновидностям тел охлаждения, методом Стефана-Шварца и методом конечных элементов. Из.: 1. Библиогр.: 6 назв.

Ключевые слова: затвердевание, расчет, метод Стефана-Шварца, метод конечных элементов, сравнительный анализ.

Введение

Технология газодинамического воздействия предполагает в качестве необходимого условия осуществления процесса наличие на поверхности отливки слоя затвердевшего металла. Толщина этого слоя должна обеспечивать по своим

© В. Ю. СЕЛИВЕРСТОВ 2012